



**TUGAS AKHIR - TM091486**

# **RANCANG BANGUN PESAWAT UAV HEXACOPTER DENGAN KENDALI PID**

**MIFTAH ILHAMI  
NRP. 2113 105 015**

**Dosen Pembimbing :  
Dr. Ir. Bambang Sampurno, MT**

**Co-Pembimbing:  
Arif Wahjudi, ST, MT, Ph.D**

**PROGRAM SARJANA LINTAS JALUR  
JURUSAN TEKNIK MESIN  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya  
2015**



**FINAL PROJECT - TM091486**

# **DESIGN OF UAV HEXACOPTER WITH PID CONTROL**

**MIFTAH ILHAMI**  
**NRP. 2113 105 015**

**Advisor Lecturer :**  
**Dr. Ir. Bambang Sampurno, MT**

**Co-Advisor Lecturer :**  
**Arif Wahjudi, ST, MT, Ph.D**

**EXTENTION PROGRAM**  
**ENGINEERING DEPARTMENT**  
**Faculty Of Indrustrial Technology**  
**Sepuluh Nopember of Institute Technology**  
**Surabaya**  
**2015**

## HALAMAN PENGESAHAN

### RANCANG BANGUN PESAWAT UAV HEXACOPTER DENGAN KENDALI PID

#### TUGAS AKHIR

Diajukan untuk Memenuhi Sebagian Persyaratan  
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
Program Studi Lintas Jalur  
Jurusan Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

**MIFTAH ILHAMI**  
**NRP. 2113105015**

Disetujui oleh Pembimbing dan Penguji Tugas Akhir :

Dr. Ir. Bambang Sampurno, MT ..... ( Pembimbing )

Arif Wahjudi, S.T, M.T, Ph.D ..... (Penguji 1)

Ir. Bambang Pramujati, M.Sc.Eng, Ph.D ..... (Penguji 2)

Surabaya, 12 Juli 2015

## **RANCANG BANGUN PESAWAT UAV HEXACOPTER DENGAN KENDALI PID**

**Nama** : Miftah Ilhami  
**NRP** : 2113105015  
**Jurusan** : Teknik Mesin  
**Dosen Pembimbing** : Dr. Ir. Bambang Sampurno, MT

### **Abstrak**

*Kebutuhan NKRI akan teknologi yang aplikatif dan multifungsi pada pengembangan UAV (Unmanned Aerial Vehicle) atau pesawat tanpa awak mengalami modernisasi fungsi kearah pertahanan dan keamanan atau hankam, baik sebagai teknologi mata-mata, memonitoring kondisi medan perang maupun posisi musuh. Berkenaan dengan hal tersebut, desain sistem kendali pada UAV atau pesawat nirawak Hexacopter sangat penting agar pesawat memiliki kesetabilan yang tinggi atau high balance sehingga dapat dikontrol dengan baik.*

*Pada penelitian ini metodologi yang digunakan adalah mendesain sket gambar hexacopter yang kemudian di aplikasikan pada software permodelan 3D. Setelah itu, melakukan perhitungan gaya-gaya yang berkerja dan dinamika pada hexacopter. Kemudian melakukan pemilihan material yang akan di pakai dalam pembuatan hexacopter dengan pertimbangan analisa struktur menggunakan metode elemen hingga. Selanjutnya membuat bentuk permodelan simulasi dengan software simulink dari hexacopter, kemudian membuat konsep sistem kendali PID untuk mengetahui dan mengatur respon yang dihasilkan dari sistem tersebut.*

*Dari penelitian yang dilakukan diperoleh hasil berupa desain 3D pesawat hexacopter dengan panjang motor to motor 550 mm, tinggi 25 mm. Analisis struktur material untuk bahan alumunium 6061-T6 pada lengan hexacopter dengan gaya thrust 8,73 N mengalami equivalent stress maksimum 8.6365 MPa dengan deformasi maksimum 0.0731 mm. Sedangkan untuk*

*material acrylic pada plat tengah hexacopter mengalami equivalent stress maksimum 5.1797 MPa dengan deformasi maksimum  $2.589 \times 10^{-5}$  mm. Grafik respon untuk sudut pitch hexacopter memiliki kesamaan dengan sistem roll. karena hexacopter simetris dua sumbu (x dan y) dengan nilai  $K_p=8.8$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=4$  menghasilkan respon dengan settling time 2.58 detik, overshoot 3.8 % dan error saat detik ke tiga adalah 0.425 (rata-rata). Pada system yaw  $K_p=15$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=10$  menghasilkan respon dengan overshoot 7.13 %, settling time 2.521 detik, dan error pada detik ke tiga sebesar 0,38.*

***Kata kunci: hexacopter, kontrol PID, metode elemen hingga, Unmanned Aerial Vehicle.***

## **DESIGN OF UAV HEXACOPTER WITH PID CONTROL**

**Name : Miftah Ilhami**  
**NRP : 2113105015**  
**Department : Mechanical Engineering**  
**Advisor Lecturer : Dr. Ir. Bambang Sampurno, MT**

### **Abstract**

Homeland requirement will be applicable and multifunctional technology to the development of UAV (Unmanned Aerial Vehicle) or drone towards modernizing the functions of defense and security or defense, either as a spy technology, monitoring the condition of the battlefield and enemy positions. In this regard, the design of the control system on the UAV or drone aircraft Hexacopter very important in order to have a high stability or high balance so that it can be controlled well.

In this study, the methodology used is the design sketch hexacopter image which is then applied on 3D modeling software. After that, perform calculations that work forces and dynamics at hexacopter. Then make the selection of materials that will be used in the manufacture of hexacopter. Furthermore, making the shape modeling simulation with Simulink software from hexacopter with PID control.

From the result of research conducted in the form of 3D design aircraft hexacopter with the motor to the motor length 550 mm, height 25 mm. Analysis of the structure of the material for aluminum 6061-T6 at arm hexacopter with 8.73 N thrust force experienced 8.6365 MPa maximum stress equivalent to a maximum of 0.0731 mm deformation. As for the acrylic material in the middle of the plate hexacopter experiencing 5.1797 MPa maximum stress equivalent to the maximum deformation  $2.589 \times 10^{-5}$  mm. Graph response to the pitch angle hexacopter have in common with roll system. because hexacopter symmetrical two axes (x and y) with a value of  $K_p = 8.8$ ,  $K_i = 0$ , and  $K_d = 4$  generates a response with settling time of 2:58

seconds, 3.8% overshoot and error while the third is 0.425 seconds (average). In the yaw system  $K_p = 15$ ,  $K_i = 0$ , and  $K_d = 10$  produces a response with overshoot 7.13%, settling time 2.521 seconds, and an error in the third by 0.38 seconds.

**Keywords: finite element method, hexacopter, PID control, Unmanned Aerial Vehicle**

## KATA PENGANTAR

Bismillahirrohmaanirrohiim,

Segala puji bagi Allah yang telah melimpahkan rahmat dan hidayah-Nya kepada penulis sehingga penulis dapat menyelesaikan laporan penelitian tugas akhir dengan judul :

### **“Rancang Bangun Pesawat UAV Hexacopter dengan Kendali PID”**

Laporan tugas akhir ini dapat diselesaikan tidak lepas dari dukungan dan bantuan dari berbagai pihak. Oleh karena itu pada kesempatan ini penulis mengucapkan terima kasih dan penghargaan setinggi-tingginya kepada:

- Dr. Ir. Bambang Sampurno, MT. selaku dosen pembimbing Tugas Akhir
- Arif Wahjudi, ST. MT. PhD. selaku co-pembimbing sekaligus Koordinator Tugas Akhir.
- Ir. Bambang Pramujati, M.Sc. Eng, Ph.D selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin sekaligus dosen penguji
- Seluruh dosen teknik mesin ITS Surabaya yang telah memberikan arahan, bahan, dan nasihat mengenai penulisan Tugas Akhir ini.
- Kementerian Pendidikan dan Kebudayaan Direktorat Jenderal Pendidikan Tinggi (DIKTI) yang telah memberi bantuan dana dalam pembuatan alat ini.
- Kedua orang tua tercinta, yang tanpa mengenal lelah selalu membimbing, menasihati, dan mendo'akan yang terbaik.

Tugas Akhir ini masih sangat jauh dari sempurna, sehingga kritik dan saran sangat diharapkan penulis untuk menyempurnakan penyusunan Tugas Akhir ini. Semoga Tugas Akhir ini bermanfaat bagi pembaca.

Surabaya, 08 Juli 2015

Penulis



*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## DAFTAR ISI

	Halaman
HALAMAN PENGESAHAN .....	iii
ABSTRAK .....	v
<i>ABSTRACT</i> .....	vii
KATA PENGANTAR .....	ix
DAFTAR ISI .....	xi
DAFTAR GAMBAR .....	xv
DAFTAR TABEL .....	xix
 BAB I PENDAHULUAN .....	 1
1.1 Latar Belakang Masalah .....	1
1.2 Perumusan Masalah .....	2
1.3 Batasan Masalah .....	2
1.4 Tujuan Penelitian .....	3
1.5 Manfaat Penelitian .....	3
 BAB II TINJAUAN PUSTAKA .....	 5
2.1 UAV ( <i>Unmanned Aerial Vehicle</i> ) .....	5
2.1.1 Perkembangan UAV .....	5
2.1.2 Tipe UAV Hexacopter .....	6
2.1.3 Desain Struktur UAV Hexacopter .....	7
2.1.4 Analisis Struktur UAV dengan Metode Elemen Hingga .....	8
2.1.5 Pergerakan Utama pada Hexacopter .....	9
2.1.6 Perhitungan Gaya Angkat dan Torsi pada Propeller Hexacopter .....	11
2.1.7 Dinamika pada UAV Hexacopter .....	13
2.2 Kontroller PID .....	18
2.3 Tinjauan Pustaka .....	19
2.3.1 Studi Hasil Penelitian Sebelumnya .....	20
 BAB III METODOLOGI .....	 23
3.1 Metodologi Tugas Akhir .....	23

3.1.1	Diagram Alir Prosedur Penelitian UAV Hexacopter ..	23
3.1.2	Diagram Alir Analisis Struktur Pemilihan Material pada Hexacopter .....	24
3.1.3	Diagram Alir Kalibrasi Kontrol Kecepatan ( <i>Electronic Speed Control/ESC</i> ) .....	25
3.1.4	Diagram Alir Kalibrasi Controller APM 2.6 .....	26
3.1.5	Simulasi Kestabilan Hexacopter dengan Sistem Kendali PID .....	27
3.2	Alat dan Bahan .....	28
3.2.1	Alat-alat yang Digunakan .....	28
3.2.1.1	AVOmeter .....	28
3.2.1.2	Pengisi Daya Baterai Lipo .....	28
3.2.1.3	Remote Control (RC) .....	29
3.2.1.4	Mission Planner .....	29
3.2.2	Bahan Utama yang Digunakan .....	30
3.2.2.1	Propeller .....	30
3.2.2.2	Motor Brushless .....	31
3.2.2.3	ESC ( <i>Electronic Speed Control</i> ) .....	31
3.2.2.4	APM (Ardu Pilot Mega) .....	31
3.2.2.5	Baterai Lipo .....	32
3.3	Wiring Diagram Ardu Pilt Mega (APM) .....	32
3.4	Ground Stations Konsep UAV ( <i>Unmanned Aerial Vehicle</i> ) Hexacopter .....	33
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN .....		35
4.1	Desain Pesawat Hexacopter .....	35
4.2	Material Penyusun Kerangka dan Komponen Elektronik Hexacopter .....	36
4.2.1	Material Penyusun Hexacopter .....	36
4.2.2	Komponen Penyusun Hexacopter .....	37
4.2.3	Hasil Analisis Perhitungan Gaya-gaya yang Bekerja pada Hexacopter .....	37
4.2.4	Pemilihan BLDC Motor dan Propeller .....	38
4.3	Hasil Permodelan Hexacopter dengan Software Solid Work .....	40

4.4	Simulasi Struktur Kerangka Hexacopter	
	Menggunakan Metode Elemen Hingga .....	41
4.4.1	Analisis Struktur pada Lengan Hexacopter .....	42
4.4.2	Analisis Struktur pada Main Base Hexacopter .....	44
4.5	Proses Manufaktur Hexacopter .....	47
4.5.1	Pembuatan Kerangka Hexacopter .....	47
4.5.2	Rangkaian Elektronik .....	48
4.5.3	Pengaturan Perangkat Lunak .....	50
4.6	Analisis Simulasi Kesetabilan Terbang Hexacopter ...	51
4.6.1	Data Pendukung .....	51
4.6.2	Sistem Penggerak Brushless DC Motor (BLDC) .....	51
4.6.3	Sistem Kendali Gerak Hexacopter .....	53
4.6.3.1	Sistem Kendali Hovering .....	57
4.6.3.2	Sistem Kendali Roll .....	58
4.6.3.3	Sistem Kendali Pitch .....	60
4.6.3.4	Sistem Kendali Yaw .....	62
4.6.4	Uji Performansi .....	63
4.6.4.1	Bentuk Hexacopter .....	64
4.6.4.2	Dokumentasi Pengujian .....	64
4.6.5	Perbandingan Nilai PID pada Mission Planner .....	65
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN .....		69
5.1	Kesimpulan.....	69
5.2	Saran .....	69
DAFTAR PUSTAKA .....		71
LAMPIRAN .....		73

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## DAFTAR TABEL

	halaman
Tabel 2.1 Notasi Persamaan Dinamika Hexacopter.....	14
Tabel 4.1 Daftar Meterial Penyusun Kerangka Hexacopter	36
Tabel 4.2 Massa Komponen Hexacopter .....	37
Tabel 4.3 Hasil Pemodelan dengan Software Solid Work ..	41
Tabel 4.4 Parameter Pendukung Simulasi .....	51
Tabel 4.5 Respon untuk Sistem Roll .....	60
Tabel 4.6 Respon untuk Sistem Pitch .....	62
Tabel 4.7 Respon Kendali Sudut Yaw .....	63
Tabel 4.8 Perbandingan Nilai PID dengan Trial and Error .	66

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## DAFTAR GAMBAR

	halaman
Gambar 2.1 Pesawat UAV Karya ITS Surabaya .....	6
Gambar 2.2 Hexacopter Tipe V .....	7
Gambar 2.3 Hexacopter .....	7
Gambar 2.4 Deformasi (kiri) dan Tegangan Ekvivalen (kanan) .....	8
Gambar 2.5 Gerakan Throttling pada Hexacopter .....	9
Gambar 2.6 Gerakan Roll pada Hexacopter .....	10
Gambar 2.7 Gerakan Pitch pada Hexacopter .....	10
Gambar 2.8 Pergerakan Yaw pada Hexacopter .....	11
Gambar 2.9 Thrust dan Gaya Gravitasi untuk Rigid Body pada Hexacopter .....	12
Gambar 2.10 Lengan Hexacopter terhadap Pusat Gravitasi ..	13
Gambar 2.11 Blok Diagram Sederhana dari Suatu Sistem ...	16
Gambar 2.12 Blok Diagram Kontroller PID .....	19
Gambar 2.13 Grafik Pitch, Roll dan Yaw pada <i>Quadrotor</i> .....	21
Gambar 2.14 Grafik Respon Tanpa Kontrol dan Grafik Respon Ketika Mendapatkan Gangguan .....	22
 Gambar 3.1 Flowchart Tahapan Pengerjaan Hexacopter ..	 23
Gambar 3.2 Flowchart Analisis Struktur dengan Metode Elemen Hingga .....	24
Gambar 3.3 Flowchart Kalibrasi ESC .....	25
Gambar 3.4 Flowchart Kalibrasi APM 2.6 .....	26
Gambar 3.5 Flowchart Simulasi Kestabilan dengan Sistem Kendali PID .....	27
Gambar 3.6 Avometer Digital .....	28
Gambar 3.7 Pengisi Daya Baterai Lipo .....	29
Gambar 3.8 Remote Control Futaba .....	29
Gambar 3.9 Tampilan pada Software Mission Planner ....	30
Gambar 3.10 Sepasang Propeller Multi Copter .....	30
Gambar 3.11 Motor Brushless .....	31



Gambar 3.12	Electronic Speed Sensor .....	31
Gambar 3.13	Ardu Pilot Mega 2.6 .....	32
Gambar 3.14	Baterai Lipo 3S .....	32
Gambar 3.15	Wiring Diagram pada APM UAV Hexacopter	33
Gambar 3.16	Ground Station pada Pesawat Hexacopter ....	33
Gambar 4.1	Sket Desain Hexacopter .....	36
Gambar 4.2	Motor BLDC DJI 920 kv dan Propeller DJI CW & CCW .....	39
Gambar 4.3	Diagram Benda Bebas Hexacopter .....	39
Gambar 4.4	Pesawat Hexacopter 3D .....	40
Gambar 4.5	Mendapatkan Nilai Inersia Motor dan Inersia Body dengan Solid Work .....	41
Gambar 4.6	Diagram Benda Bebas pada Lengan Hexacopter .....	42
Gambar 4.7a	Equivalent Stress pada Lengan Hexacopter ...	43
Gambar 4.7b	Total Deformation pada Lengan Hexacopter .	43
Gambar 4.8	Diagram Benda Bebas pada Main Base / Plat Tengah Hexacopter .....	45
Gambar 4.9	Equivalent Stress pada Main Base Hexacopter .....	46
Gambar 4.10	Total Deformation pada Main Base Hexacopter .....	46
Gambar 4.11	Proses Melubangi Plat Tengah dengan <i>Hand Drill</i> dan Hasil Pemasangan Plat Tengah dengan Keenam Lengan Hexacopter .....	48
Gambar 4.12	Rangkaian Elektronik pada Hexacopter .....	48
Gambar 4.13	Penyolderan Distribution Board Hexacopter .	49
Gambar 4.14	Pemasangan Motor pada Lengan Hexacopter	49
Gambar 4.15	Bentuk Hexacopter Setelah Dipasang Komponen Elektronik .....	50
Gambar 4.16	Pengaturan Kompas dan GPS pada Pesawat Hexacopter .....	50
Gambar 4.17	Pengujian Respon Motor pada Hexacopter terhadap RC .....	51

Gambar 4.18	Sirkuit Elektronik dan Diagram Benda Bebas Rotor .....	52
Gambar 4.19	Blok Diagram Simulink Motor DC (atas) dan Grafik Respon Motor DC (bawah) .....	53
Gambar 4.20	Hubungan Antara Dua Subsistem dari Keseluruhan Dinamika Hexacopter .....	54
Gambar 4.21	Subsistem Keenam Motor Brushless DC.....	55
Gambar 4.22	Blok Diagram Simulink pada Hexacopter ....	56
Gambar 4.23	Blok Diagram Hovering Hexacopter .....	57
Gambar 4.24	Respon Ketinggian terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Ketinggian .....	58
Gambar 4.25	Blok Diagram Sistem Kendali Roll .....	59
Gambar 4.26	Respon Posisi Sudut Roll Hexacopter terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Roll Referensi .....	59
Gambar 4.27	Blok Diagram Sistem Kendali Pitch .....	61
Gambar 4.28	Respon Posisi Sudut Pitch Hexacopter terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Pitch Referensi .....	61
Gambar 4.29	Blok Diagram Sederhana Sistem Rotasi Yaw	62
Gambar 4.30	Respon Posisi Sudut Yaw Hexacopter terhadap Waktu .....	63
Gambar 4.31	Kaki Peredam Hexacopter .....	64
Gambar 4.32	Pengujian Terbang Hexacopter .....	65
Gambar 4.33	Tuning PID pada Hexacopter .....	66
Gambar 4.34	Grafik Simulasi tuning PID pada Mission Planner dengan MATLAB Simulink .....	67
Gambar 4.35	Grafik Simulasi tuning PID Trial and Error dengan MATLAB Simulink .....	67

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## **BAB I**

### **PENDAHULUAN**

#### **1.1 Latar Belakang Masalah**

Pesawat tanpa awak atau yang dikenal dengan UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan teknologi pesawat terbang yang dikendalikan dengan jarak jauh oleh operator dengan menggunakan Remote Control. UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) terdiri atas dua jenis, yakni tipe *Fixed-wing* dan *Multi rotary-wing*. UAV jenis *fixed wing* merupakan tipe pesawat bersayap. Pada kedua sisi pesawat terdapat *aileron* yang berfungsi mengarahkan pesawat pada ketinggian tertentu. Selain itu, pada UAV tipe *fixed wing* terdapat *rudder* dan *elevator* agar pesawat dapat bermanuver dengan baik. Sedangkan UAV jenis *multi rotary* (multi rotor / multi copter) tidak memiliki sayap layaknya pesawat pada umumnya, namun pada setiap lengan pesawat terdapat baling-baling yang berfungsi sebagai pendorong (*Thrust Force*). UAV *multi rotary-wing* sendiri memiliki banyak model ditinjau dari jumlah rotor yang digunakan seperti *tricopter*, *quadcopter*, *hexacopter* dan *octocopter*.

Salah satu manfaat dari UAV adalah untuk pertahanan dan keamanan dalam bidang ALUTSISTA atau Alat Utama Sistem Senjata. Oleh karena itu, penelitian dan pengembangan pesawat UAV sampai saat ini terus mengalami perkembangan. Salah satunya adalah penelitian yang dilakukan oleh Lukmana (2012), membuat suatu rancang bangun *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) empat baling-baling (*quadrotor*) dengan target kestabilan pesawat kurang dari 3 detik. Selain itu, Hendriawan (2012) melakukan pengembangan terhadap pesawat empat baling-baling dengan MATLAB simulink untuk mengetahui respon dari pesawat menggunakan sistem kontrol *Altitude* pada UAV dengan metode PID.

Melalui tugas akhir ini dirancang suatu *platform* pesawat UAV jenis *multi rotary-wing*. Tipe pesawat yang akan dirancangkembangkan berupa *hexacopter* yang merupakan

pesawat berbaling-baling enam. Dalam tugas akhir ini akan dilakukan perancangan 3D, analisis struktur, sistem kendali sampai analisis kesetabilan jelajah. Sasaran yang ingin dicapai adalah terciptanya pesawat hexacopter yang memiliki respon dan kesetabilan jelajah yang baik. Sehingga dapat diaplikasikan dalam kegiatan mata-mata, SAR (*Search and Rescue*), penelitian ilmiah, dan kegiatan monitoring lainnya. *Hexacopter* memiliki kualitas high balance karena memiliki lebih banyak baling-baling sehingga lebih mampu menjaga kesetabilan saat mengudara dari pada *tricopter* maupun *quadcopter*.

## 1.2 Perumusan Masalah

Dalam Tugas Akhir ini terdiri dari beberapa rumusan masalah, diantaranya:

1. Bagaimana membuat pemodelan fisik pesawat *hexacopter*
2. Bagaimana menganalisis struktur pada lengan dan plat tengah *hexacopter* dengan metode elemen hingga
3. Bagaimana menganalisis kestabilan jelajah (*stabilize*) *hexacopter*

## 1.3 Batasan Masalah

Di dalam penulisan Tugas Akhir ini terdapat beberapa batasan masalah yang diuraikan sebagai berikut:

1. IMU, kompas dan GPS terintegrasi dalam ardupilot mega.
2. *Hexacopter* dikendalikan dengan *remote control*.
3. Stabil terhadap gangguan dari luar dengan waktu tunak kurang dari 3 detik.
4. Kemampuan angkut maksimum 1000 gram.
5. Dalam analisis struktur, *hexacopter* hanya mengalami gaya statis.
6. Dalam analisis struktur, faktor keamanan 1,5 dengan kriteria kegagalan *von-mises*.
7. Dalam simulasi, titik berat benda tepat berada ditengah.
8. Tidak membahas pengolahan citra (hanya instrumentasi sistem kamera saja)

#### **1.4 Tujuan Penelitian**

Dengan mengacu pada perumusan masalah di atas, maka tujuan penelitian dari Tugas Akhir ini adalah:

1. Menghasilkan pemodelan fisik pesawat UAV *hexacopter*
2. Mendapatkan analisis struktur untuk pemilihan material
3. Memperoleh analisis kestabilan jelajah (*stabilize*) *hexacopter* dengan kontrol PID

#### **1.5 Manfaat Penelitian**

Manfaat dari pembuatan alat ini yaitu dapat diaplikasikan dalam kegiatan mata-mata, SAR (*Search and Rescue*), penelitian ilmiah, dan kegiatan monitoring lainnya dengan penambahan fitur berupa mini kamera.

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## BAB II TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*)

#### 2.1.1 Perkembangan UAV

UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan suatu pesawat nirawak atau tanpa awak yang dikendalikan dengan *Remote Control* (RC) maupun Komputer (*Autonomous*). UAV terdiri dari 2 buah tipe pesawat, yaitu *Fixed wings* dan *Rotary wings*. UAV tipe *fixed wings* memiliki desain yang mirip dengan pesawat terbang dengan *flap* pada kedua lengan pesawat dan *rudder* pada ekornya yang dapat dikendalikan sesuai keinginan. UAV *fixed wing* memiliki kecepatan dan efisiensi energi yang besar, namun manuverabilitasnya kecil. Sedangkan UAV tipe *rotary wings* lebih mirip dengan helicopter.

Dewasa ini perkembangan pesawat dengan jenis *Multi Rotary* semakin pesat, hal ini tidak terlepas dari keunggulannya yang tidak membutuhkan lahan landing untuk *take off* maupun mendarat atau yang lebih dikenal dengan VTOL (*Vertical Take Off Landing*). UAV *multi rotary* memiliki banyak kegunaan, diantaranya: untuk penginderaan jarak jauh, transportasi, penelitian ilmiah, penyerang bersenjata, SAR (*Search And Rescue*) dan sebagainya. UAV jenis *rotary wings* efisiensinya lebih kecil, namun dengan kemampuan VTOL dan kemampuan melayang statis, jenis ini memiliki manuverabilitas yang baik walau tingkat jelajahnya tidak seluas tipe *fixed wing* (Setyasa, 2012).

Di Indonesia sendiri, Badan yang sedang meneliti UAV adalah BPPT dengan PUNA (Pesawat Udara Nir Awak) dan LAPAN dengan wahana LSU (LAPAN *Surveillance* UAV). Banyak peneliti yang mengembangkan aplikasi pada UAV *multicopter*, seperti aplikasi *obstacle avoidance*, kontrol posisi 3D, hingga pengujian algoritma tertentu untuk melakukan berbagai manuver seperti pengambilan foto udara atau sampel udara. Di dunia internasional, sudah ada beberapa universitas



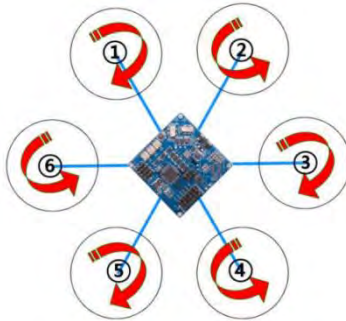
yang telah memiliki platform penelitian multi copter untuk pengujian penelitian di bidang UAV, seperti *Stanford University* dengan STARMAC yang telah melakukan pengujian stabilitas gangguan aerodinamis. Hal ini menunjukkan besarnya perhatian peneliti internasional dalam pengembangan UAV berbasis multicopter. Sedangkan di Indonesia, pesawat multi copter yang khusus dibuat sebagai *platform* pengujian aplikasi UAV masih sedikit yang fokus. Oleh karena itu dibutuhkan suatu platform UAV yang memiliki desain yang sederhana namun memiliki kesetabilan yang baik sebagai sarana penunjang ilmu pengetahuan dibidang UAV jenis multi copter. Salah satu karya pesawat UAV yang pernah dibuat adalah UAV tipe multi copter (*quardcopter*) dan UAV tipe *fixed wings* oleh Nurhadi (2012) dari Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya dapat dilihat pada Gambar 2.1.



**Gambar 2.1** Pesawat UAV Karya ITS Surabaya (Nurhadi, 2012)

### 2.1.2 Tipe UAV *Hexacopter*

Dewasa ini terdapat beberapa tipe *hexacopter* yang dapat digunakan, baik itu *hexacopter* tipe V, plus, spider, tipe-H dan lain sebagainya. Gambar 2.2 merupakan desain *hexacopter* dengan tipe plus. *Hexacopter* merupakan model robot dengan empat rotor yang setiap baling-balingnya dihubungkan dengan sebuah motor. Semua sumbu putar baling-baling pada *hexacopter* bersifat paralel dan tetap. Pergerakan *hexacopter* bergantung pada putaran masing-masing propeller



**Gambar 2.2** Hexacopter Tipe V (Rcgroups.com, 2014)

### 2.1.3 Desain Struktur UAV *Hexacopter*

Desain UAV *hexacopter* harus memenuhi beberapa syarat utama, antara lain: simetri secara axial, ringan, aman serta mudah untuk proses *assembly*. Proses pembuatan desain harus dilakukan sedemikian rupa sehingga komponen-komponen yang akan dipasang simetri sehingga pusat gravitasi tepat berada ditengah. Hal ini penting agar beban baling-baling relatif sama satu sama lain. Material yang dipilih hendaknya kuat namun tidak terlalu berat. Pemilihan material yang keliru akan mengakibatkan daya rotor baling-baling akan semakin berat dan akan membutuhkan tenaga yang besar pula. Baterai dengan kapasitas lebih besar yang tentunya lebih berat akan menjadi masalah tersendiri saat terjadi kesalahan dalam pemilihan material. Dapat dilihat pada Gambar 2.3 yang merupakan contoh dari desain *hexacopter*.



**Gambar 2.3** *Hexacopter* (DroneShop, 2014)

### 2.1.4 Analisis Struktur UAV dengan Metode Elemen Hingga

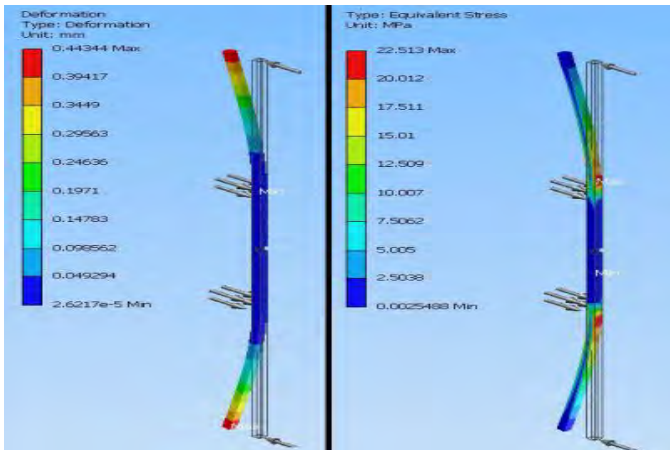
Metode elemen hingga (*Finite Element Method*) adalah teknik solusi numerik yang dapat dipakai dalam permasalahan fisika, variabel yang berhubungan adalah persamaan aljabar, diferensial atau integral. Faktor penting dalam desain *hexacopter* adalah bahan yang digunakan. Tiga faktor utama yang dipertimbangkan ketika memilih bahan: kekuatan, defleksi dan berat. Dengan menggunakan kriteria-kriteria ini, beberapa material berbeda dipelajari dan dibandingkan.

Perancangan enam lengan motor merupakan fokus utama dalam perhitungan, yang diketahui sebagai bagian yang mengalami beban dan momen terbesar dari seluruh bagian dari *hexacopter*. Untuk menganalisa suatu material, tegangan *bending* dan faktor keamanan dapat diketahui dengan persamaan yang ditulis oleh Deutchman, A. (1975) sebagai berikut:

$$\sigma = \frac{My}{I_x} \text{ (tegangan) . . . . . (2.1)}$$

$$FS = \frac{\sigma}{\text{Tensilestrength}} \text{ (Faktor keamanan) . . . . . (2.2)}$$

$$v_{\text{defleksi}} = \frac{\sigma \cdot \text{Gaya} \cdot \text{Panjang}}{3EI_x} \text{ (Persamaan defleksi) . . . . . (2.3)}$$



**Gambar 2.4** Deformasi (kiri) dan Tegangan Ekvivalen (kanan)  
(Lukmana, 2012)

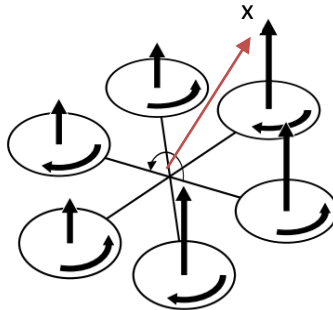
Pada Gambar 2.4 dapat dilihat dan dibandingkan antara analisis deformasi dan tegangan ekuivalen dari *Carbon Fiber* lengan panjang utama dari quadrotor proto2. Kriteria kegagalan berdasarkan distorsi energi didapatkan dengan membandingkan distorsi energi per satuan volume pada titik dengan distorsi energi per satuan volume pada kegagalan saat uji tarik.

### 2.1.5 Pergerakan Utama pada Hexacopter

Beberapa gerakan dasar yang memungkinkan *hexacopter* untuk mencapai ketinggian (*attitude*) dan sikap (*altitude*) tertentu (Magnusson, 2014):

#### 1. *Throttling / Hovering*

Pergerakan *throttling* (Gambar 2.5), merupakan basic atau pergerakan utama pada *hexacopter*. Saat dilakukan *throttling*, maka putaran pada ke enam baling-baling akan bergerak dengan rpm yang sama sehingga membuat pesawat bergerak secara vertikal keatas untuk lepas landas tanpa memerlukan banyak lahan landing.

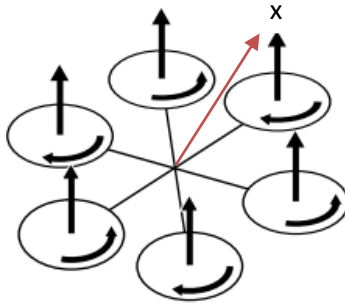


**Gambar 2.5** Gerakan Throttling pada Hexacopter (Magnusson, 2014)

#### 2. *Rolling*

Pergerakan Roll (Gambar 2.6) dicapai dengan mengurangi atau meningkatkan kecepatan putar dari salah satu baling-baling kiri atau kanan dan melakukan perintah sebaliknya pada baling-baling yang berlawanan. Pergerakan ini akan menghasilkan manuver ke kanan dan kiri tergantung dari

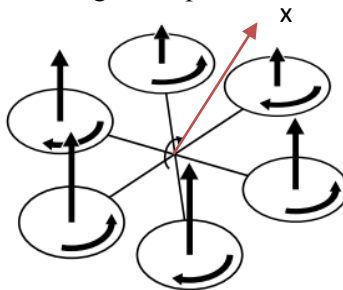
baling-baling mana yang diturunkan dan ditingkatkan kecepatannya.



**Gambar 2.6** Gerakan Roll pada Hexacopter (Magnusson, 2014)

### 3. Pitching

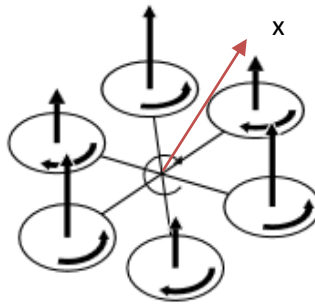
Pada pergerakan roll, baling-baling yang diatur adalah kanan dan kiri untuk menghasilkan manuver ke kanan dan ke kiri. Sedangkan pada pergerakan pitch (Gambar 2.7), pengaturan kecepatan baling-baling dilakukan pada baling-baling depan dan belakang untuk menghasilkan manuver ke depan dan ke belakang. Bila kecepatan baling-baling depan ditingkatkan/ diturunkan dan kecepatan baling-baling belakang diturunkan/ ditingkatkan, maka akan terjadi manuver ke belakang/ ke depan



**Gambar 2.7** Gerakan Pitch pada Hexacopter (Magnusson, 2014)

#### 4. Yawing

Pergerakan yaw (Gambar 2.8) adalah pergerakan yang dilakukan untuk memutar posisi hexacopter dengan inti tetap berada pada posisi yang sama. Pergerakan ini dicapai dengan mengurangi kecepatan 2 baling-baling yang memiliki arah putar yang sama dan meningkatkan perputaran 2 baling-baling yang memiliki arah putar yang berlawanan dengan kedua baling-baling sebelumnya. Bila baling-baling kiri dan kanan kecepatannya diturunkan bersamaan dengan dinaikannya kecepatan baling-baling depan dan belakang, maka hexacopter berputar berlawanan arah jarum jam dengan inti sebagai poros. Begitu pula sebaliknya.



**Gambar 2.8** Pergerakan Yaw pada Hexacopter (Magnusson, 2014)

#### 2.1.6 Perhitungan Gaya Angkat dan Torsi pada Propeller Hexacopter

Pada setiap UAV terutama jenis multi copter tidak dapat dipisahkan dengan *propeller* yang berperan sebagai pemindah tenaga dengan mengkonversi gerakan rotasi menjadi gaya dorong untuk mengangkat beban pada pesawat hexacopter. Perhitungan propeller dalam hal ini berupa gaya angkat ( $F_{\text{thrust}}$ ) seperti yang dijelaskan oleh UIUC *propeller data sheet* sebagai berikut.

$$F_t = C_t \cdot p \cdot A \cdot V^2 / 2 \dots \dots \dots (2.4)$$

Dimana:

$F_t$  = Gaya Angkat pada pesawat atau thrust force [N]

$C_t$  = Coefficient of thrust, yang didapatkan dari tabel empiris  
UIUC Applied Aerodynamic Group

$\rho_{ud}$  = massa setiap satuan volume benda (udara). [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]

$A = \pi r^2$  merupakan luas dari kitiran atau propeller [ $\text{m}^2$ ]

$V$  = kecepatan linear pada hexacopter [m/s]

Input yang diketahui berupa kecepatan rotasi atau omega ( $\omega$ ), maka persamaan diatas dapat diformulasikan menjadi persamaan berikut:

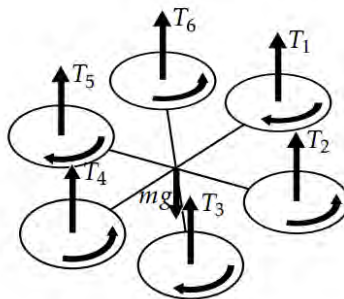
$$F_t(\omega) = C_t \cdot p \cdot A \cdot r^2 \cdot \omega^2 \dots \dots \dots (2.5)$$

Dengan memasukkan  $A = \pi r^2$ , maka persamaan (2.5) menjadi :

$$F_t(\omega) = C_t \cdot p \cdot \pi \cdot r^4 \cdot \omega^2 \dots \dots \dots (2.6)$$

Dari persamaan gaya angkat pesawat hexacopter dapat diperoleh torsi pada setiap lengan pesawat ( $l$ ) dengan mengalikannya dengan panjang lengan hexacopter sehingga diperoleh:

$$T = F_t \cdot l \dots \dots \dots (2.7)$$

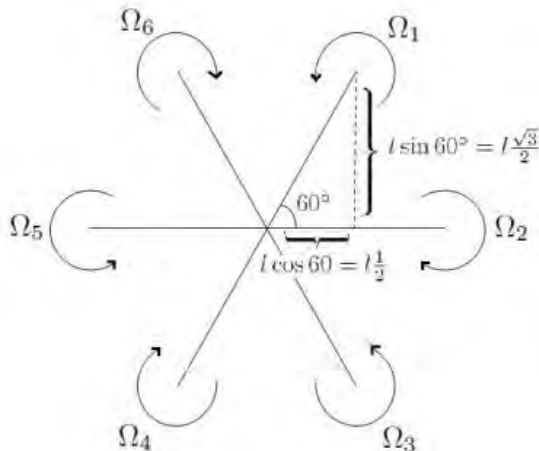


**Gambar 2.9** Thrust dan Gaya Gravitasi untuk Rigid Body pada Hexacopter (Magnusson, 2014)

Dari Gambar 2.9 terlihat bahwa agar pesawat dapat melakukan take off maka besar total torsi dari ke enam rotor harus lebih besar dari total gaya berat atau karena efek gravitasi bumi pada pesawat hexacopter. Dimana  $W = m \cdot g$  ;  $g$  adalah percepatan gravitasi bumi dan  $m$  adalah massa total dari hexacopter. Dari gambar tersebut secara matematis dapat dituliskan  $\sum T \geq W$ . Sedangkan untuk mencapai kondisi Steady State atau stabil saat terbang pada ketinggian tertentu, maka besar total torsi dari ke enam rotor harus sama dengan gaya gravitasi bumi atau  $\sum T = W$ .

### 2.1.7 Dinamika pada UAV Hexacopter

Dalam kasus pesawat UAV hexacopter, untuk mendapatkan torsi total pada pergerakan utama untuk kondisi pitch, roll maupun yaw diperlukan suatu persamaan matematika pada lengan *hexacopter* terhadap pusat gravitasi seperti pada Gambar 2.10.



**Gambar 2.10** Lengan Hexacopter terhadap Pusat Gravitasi (Fogelberg, 2013)



Persamaan dinamika pada *hexacopter* terdapat beberapa notasi yang akan digunakan pada persamaan untuk setiap pergerakan *hexacopter*. Notasi untuk persamaan dinamika pada *hexacopter* tersebut antara lain dapat dijelaskan pada Tabel 2.1.

**Tabel 2.1** Notasi Persamaan Dinamika Hexacopter

No	Simbol	Definisi
1	$\Phi$	Sudut <i>roll</i>
2	$\theta$	Sudut <i>pitch</i>
3	$\Psi$	Sudut <i>yaw</i>
4	$\Omega$	Kecepatan <i>rotor</i>
5	$I_{x,y,z}$	Inersia <i>body</i>
6	$J_r$	Inersia <i>rotor</i>
7	$\tau_a$	Torsi pada <i>airframe body</i>
8	$B$	Faktor dorong ( <i>thrust</i> )
9	$D$	Faktor hambatan udara ( <i>drag</i> )
10	$L$	Panjang lengan

Pergerakan utama pada *hexacopter* seperti yang telah dijelaskan sebelumnya terdiri dari gerak *throttling*, *pitching*, *rolling* dan *yawing*. Torsi yang diberikan pada badan *hexacopter* di sepanjang sumbu adalah selisih antara torsi yang dihasilkan oleh tiap propeller dari sumbu lainnya. Macam-macam konfigurasi matematis untuk setiap pergerakan roll, pitch, maupun yaw (Fogelberg, 2013):

a. Pergerakan Torsi Roll

Dengan menurunkan kecepatan putaran pada  $\Omega_1$ ,  $\Omega_2$ ,  $\Omega_3$  dan menaikkan kecepatan putaran pada  $\Omega_4$ ,  $\Omega_5$ ,  $\Omega_6$ . Pergerakan torsi roll dapat direpresentasikan ke dalam rumus matematis seperti di bawah ini:

$$T_{roll} = bl(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2)) \dots \dots (2.8)$$

b. Pergerakan Torsi Pitch

Dengan menurunkan kecepatan putaran pada  $\Omega_1$  dan  $\Omega_6$  dan menaikkan kecepatan putaran pada  $\Omega_3$  dan  $\Omega_4$

$$T_{pitch} = bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \dots \dots \dots (2.9)$$

c. Pergerakan Torsi Yaw

Dengan menurunkan kecepatan putaran pada  $\Omega_1$ ,  $\Omega_3$ ,  $\Omega_5$  dan menaikkan kecepatan putaran pada  $\Omega_2$ ,  $\Omega_4$ ,  $\Omega_6$

$$T_{yaw} = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \dots \dots \dots (2.10)$$

Persamaan umum sistem dinamik dari hexacopter ke arah sumbu y adalah sebagai berikut:

$$\frac{d^2y}{dt^2} + a_1 \frac{dy}{dt} + a_0 y = f(t) \dots \dots \dots 2.11.a$$

$$y(0) = y_0 \dots \dots \dots 2.11.b$$

$$\frac{dy}{dt}(0) = \dot{y}_0 \dots \dots \dots 2.11.c$$

Persamaan diatas dapat diubah menjadi persamaan berikut

$$y + a_1 \dot{y} + a_0 y = f(t) \dots \dots \dots 2.12.a$$

$$y(0) = \dot{y}_0 \dots \dots \dots 2.12.b$$

Persamaan diatas dapat diubah kedalam bentuk lain dengan memasukkan operator diferensial yaitu  $D = \frac{d}{dt}$  ;  $Dy = \frac{dy}{dt}$  ;

$D^2y = \frac{d^2y}{dt^2}$  sehingga persamaan 2.12.a menjadi seperti berikut:

$$D^2y + a_1 Dy + a_0 y = f(t)$$

$$(D^2 + a_1 D + a_0)y = f(t) \dots \dots \dots 2.13$$

Dalam analisis sistem dinamik, seringkali digunakan istilah *transfer function* yang digunakan untuk merepresentasikan perbandingan antara input dengan outputnya. Selanjutnya, persamaan diferensial 2.13 ditransformasikan menjadi persamaan

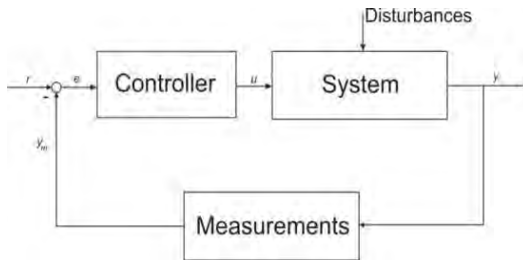
laplace untuk mendapatkan persamaan *transfer function*, sehingga persamaan 2.13 diatas akan menjadi persamaan seperti berikut:

$$(s^2 + a_1s + a_0) Y(s) = F(s)$$

$$\frac{Y(s)}{F(s)} = \frac{1}{(s^2 + a_1s + a_0)} \dots \dots \dots 2.14$$

Persamaan 2.14 merupakan persamaan *transfer function* dari sebuah sistem dinamik.

Untuk menggambarkan suatu sistem, diperlukan sebuah block diagram. Block diagram merupakan diagram yang menggambarkan sistem secara keseluruhan yang didalamnya terdapat komponen seperti input, gangguan (*disturbance*), output maupun kendali (controller) serta hubungan diantara komponen-komponen tersebut. Gambaran sederhana dari sebuah *block diagram* dapat dilihat pada Gambar 2.11 berikut:



**Gambar 2.11** Blok Diagram Sederhana dari Suatu Sistem

Berdasarkan hukum Newton dan Eulers permodelan dinamik hexacopter, pergerakan  $x$ ,  $y$  dan  $z$  sebagai konsekuensi rotasi *pitch, roll* atau *yaw* adalah sebagai berikut (Sidea, 2014):

$$\ddot{x} = \sum_{i=1}^n F^i \frac{\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi}{m} \dots \dots \dots (2.15)$$

$$\ddot{y} = \sum_{i=1}^n F^i \frac{-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi}{m} \dots \dots \dots (2.16)$$

$$\ddot{z} = \sum_{i=1}^n F^i \frac{\cos \psi \cos \phi}{m} - g \dots \dots \dots (2.17)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{\dot{\theta} \psi (I_y - I_z) + J_r \dot{\theta} \Omega_r + l \sum_{i=1}^n F^i \sin \frac{2\pi(i-1)}{n}}{I_x} \dots \dots \dots (2.18)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\dot{\phi} \psi (I_z - I_x) + J_r \dot{\phi} \Omega_r + l \sum_{i=1}^n F^i \cos \frac{2\pi(i-1)}{n}}{I_y} \dots \dots \dots (2.19)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\dot{\theta} \phi (I_x - I_y) + J_r \dot{\theta} \Omega_r + C_{QT} l \sum_{i=1}^n (-1)^i T^i}{I_z} \dots \dots \dots (2.20)$$

*Equations of motions* pada hexacopter terdiri atas *Gyroscopic effect on body*, *Gyroscopic effect on propeller*, *Moment arm*. Sebagai contoh pada rolling moment, efek gyroscopic pada body adalah  $\dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z)$ , efek gyroscopic yang disebabkan oleh propeller adalah  $J_r \dot{\theta} \Omega$  dan moment pada lengan adalah  $\sum_{i=1}^n M = I_x \cdot \ddot{\phi}$ . Sehingga persamaan diatas dapat menjadi:

$$\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} U_1 \dots \dots \dots (2.21)$$

$$\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} U_1 \dots \dots \dots (2.22)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1 \dots \dots \dots (2.23)$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{l}{I_x} U_2 \dots \dots \dots (2.24)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi} \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega + \frac{l}{I_y} U_3 \dots \dots \dots (2.25)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4 \dots \dots \dots (2.26)$$

Pada sistem ini, *input* sistem  $U_1$ ,  $U_2$ ,  $U_3$ ,  $U_4$  dan  $\Omega$  adalah gangguan, mendapatkan persamaan matematika sebagai berikut:

$$U_1 \text{ (thrust)} = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6) \dots \dots \dots (2.27)$$

$$U_2 \text{ (roll)} = b(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + 1/2(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2)) \dots \dots (2.28)$$

$$U_3 \text{ (pitch)} = b(\sqrt{3})/2((-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2)) \dots \dots \dots (2.29)$$

$$U_4 (yaw) = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \dots \dots \dots (2.30)$$

$$\Omega_{total} = \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6 \dots \dots \dots (2.31)$$

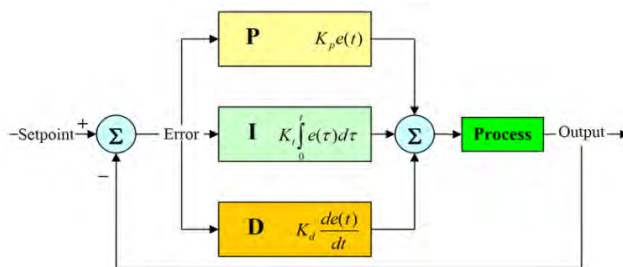
### 2.3 Kontroller PID

Keberadaan kontroler atau pengendali dalam sebuah sistem kontrol mempunyai kontribusi yang besar terhadap perilaku sistem. Pada prinsipnya hal itu disebabkan oleh model plant yang diasumsikan tidak dapat diubah, sehingga untuk mengubah karakteristik dan kinerja sistem secara keseluruhan seperti yang diinginkan, diperlukanlah suatu sistem kendali. Sistem kendali inilah yang modelnya dapat diubah, sehingga model sistem seluruhnya juga berubah sesuai yang dikehendaki. Selain itu, salah satu tugas komponen kontroler adalah mereduksi sinyal kesalahan, yaitu perbedaan antara sinyal setting dan sinyal aktual yang dibandingkan melalui umpan balik.

Kontroler akan senantiasa mengubah sinyal aksi selama sinyal error terjadi. Hal ini sesuai dengan tujuan sistem kontrol yakni untuk mendapatkan sinyal aktual yang senantiasa diinginkan sama dengan sinyal acuan yang disetting. Dengan demikian semakin cepat reaksi sistem mengikuti sinyal aktual dan semakin kecil kesalahan yang terjadi, semakin baiklah kinerja sistem kontrol yang diterapkan.

Penggunaan kendali PID pada sistem pengendalian proses sangatlah populer. Hal ini dikarenakan kontroler PID mempunyai struktur yang relatif lebih sederhana dan performansinya cukup baik. Metode yang digunakan untuk simulasi PID secara *offline* adalah metode Ziegler-Nichols. Kendali PID merupakan gabungan antara tiga macam kendali yaitu proporsional, integral dan derivatif. Adanya penggabungan kendali dapat menutupi kekurangan dan menonjolkan kelebihan masing-masing pengendalian. Sebagai contoh kendali P (proporsional) memiliki fungsi mempercepat *rise time* agar respon dari sistem lebih cepat mencapai titik referensi, namun pengendali ini masih memiliki kekurangan yaitu meninggalkan offset.

Kelemahan ini dapat diatasi dengan menggabungkannya dengan kendali integral yang dapat menghilangkan offset dan juga mengurangi terjadinya *overshoot* yang terlalu luas, serta mampu menghilangkan *steady state error*. Akan tetapi, kendali integral dapat menyebabkan respon sistem menjadi lambat. Penanggulangan respon sistem yang lambat menggunakan kendali derivatif.



**Gambar 2.12** Blok Diagram Kontroler PID

Karakteristik kontroler PID sangat dipengaruhi oleh kontribusi besar dari ketiga parameter P, I dan D. Hal ini dapat dilihat pada blok diagram kontroler PID pada Gambar 2.12. Penyetelan konstanta  $K_p$ ,  $T_i$ , dan  $T_d$  akan mengakibatkan penonjolan sifat dari masing-masing elemen. Satu atau dua dari ketiga konstanta tersebut dapat disetel lebih menonjol dibanding yang lain. Konstanta yang menonjol itulah akan memberikan kontribusi pengaruh pada respon sistem secara keseluruhan.

Parameter  $K_p$ ,  $K_i$ , dan  $K_d$  harus diatur kembali untuk mendapatkan performansi yang lebih baik lagi. Dalam mengendalikan kontroler PID diperlukan ketelitian dan keuletan untuk menemukan nilai yang optimal.

## 2.4 Tinjauan Pustaka

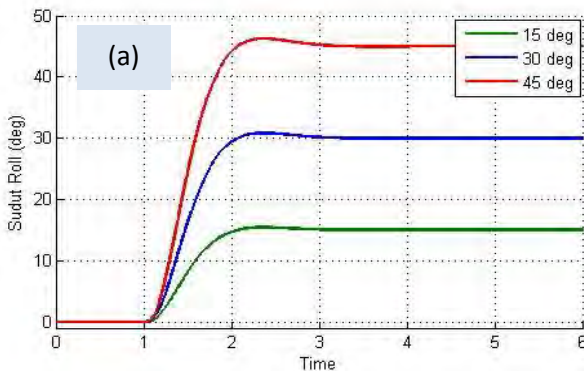
Didalam tugas akhir ini akan dirancang kembangkan suatu pesawat UAV tipe multi copter jenis hexacopter yang menggunakan 6 buah baling-baling. Pesawat hexacopter ini merupakan pengembangan dari pesawat jenis quadcopter yang

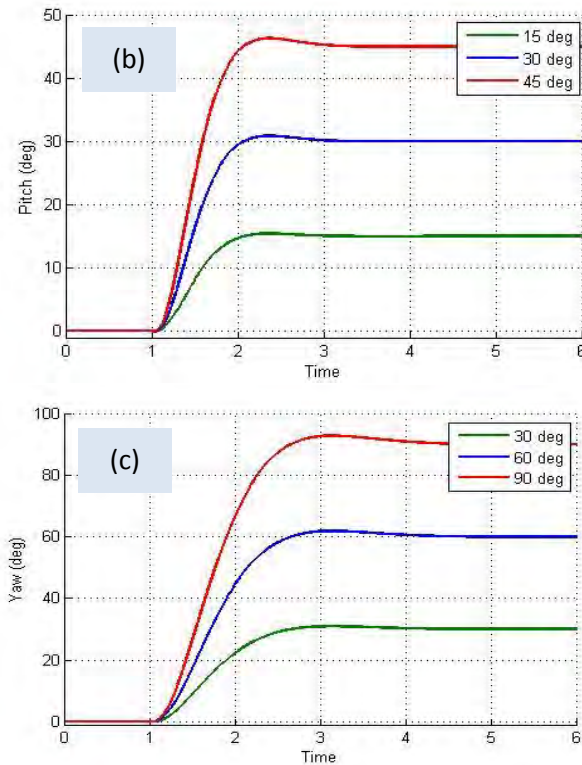
menggunakan 4 baling-baling. Pada proses pembuatannya tentu saja memerlukan beberapa tinjauan pustaka sebagai dasar dibuatnya pesawat jenis hexacopter ini. Beberapa tinjauan pustaka tersebut akan dipaparkan pada sub bab dibawah ini.

#### 2.4.1 Studi Hasil Penelitian Sebelumnya

Penelitian yang dilakukan oleh Lukmana (2012), membuat suatu rancang bangun *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) empat baling-baling (*quadrotor*). Dalam tahap perancangan model 3 dimensinya, penulis menggunakan software catia sebagai program simulasi untuk mendapatkan dimensi ataupun nilai koefisien seperti massa, lengan maupun inersia. Selain itu dalam proses pengerjaannya, software ini dapat dikombinasikan dengan software Ansys untuk mendapatkan faktor keamanan dalam memilih material. Pada proses simulasi kesetabilan, penulis menggunakan Matlab simulink dengan kontrol PID berdasarkan persamaan matematika yang telah ditentukan.

Hasil eksperimen yang telah dilakukan oleh penulis pada Gambar 2.13 dapat dibaca, pada sistem roll dan pitch  $K_p=8,5$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=4$  menghasilkan respon dengan settling time 1,419 detik, overshoot 2,8% dan error saat detik ke tiga (3) adalah 0,603% (rata-rata). Pada sistem yaw  $K_p=14$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=10$  menghasilkan respon dengan settling time 2.327 detik, overshoot 1,03 %, error saat detik ke 3 adalah 0,49% (rata-rata).





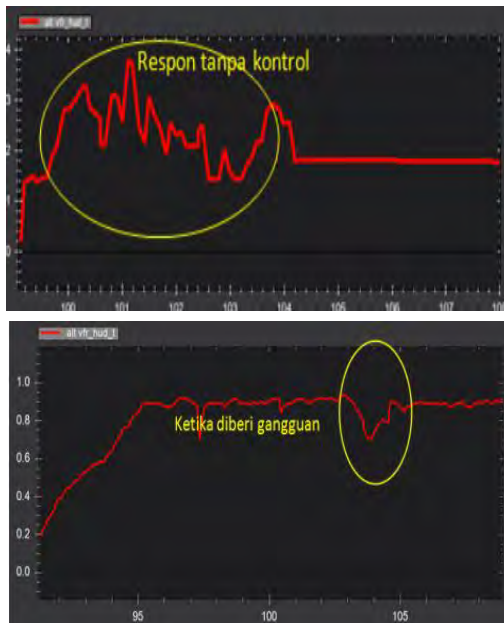
**Gambar 2.13** Grafik Roll (a), Pitch (b) dan Yaw (c) pada *Quadrotor* (Lukmana, 2012)

Sedangkan penelitian yang dilakukan oleh Hendriawan (2012) adalah Sistem kontrol *Altitude* pada UAV model *Quadcopter* dengan metode PID. Pada pengujian altitude ini dilakukan pengujian dengan metode *altitudehold*, dimana *quadcopter* harus dapat terbang dan mempertahankan ketinggian pada jarak tertentu. Dalam mode ini sensor sonar EZ1 menjadi acuan utama dalam system kontrol, system control altitude menggunakan kontrol PID. Pada pengujian tersebut digunakan XBee sebagai telemetry pengiriman. Setelah



didapatkan hasil tuning PID yang optimal, dilakukan pengujian sistem kontrol dengan cara memberi gangguan atau dorongan pada quadcopter, hal ini dilakukan untuk mengetahui system telah bekerja dengan baik atau tidak. Pengujian dilakukan dengan cara mengatur ketinggian *quadcopter* agar terbang rendah sekitar 1m-1.5m untuk mempermudah dalam melakukan pengujian, yaitu saat memberi gangguan berupa tekanan kebawah.

Hasil penelitian berupa eksperimen yang telah dilakukan, dapat diketahui bahwa kontrol dapat bekerja dengan baik pada nilai  $K_p=0.45$ ,  $K_i=0.001$  dan  $K_d=0.025$ , dapat dilihat pada grafik Gambar 2.14 di bawah ini.

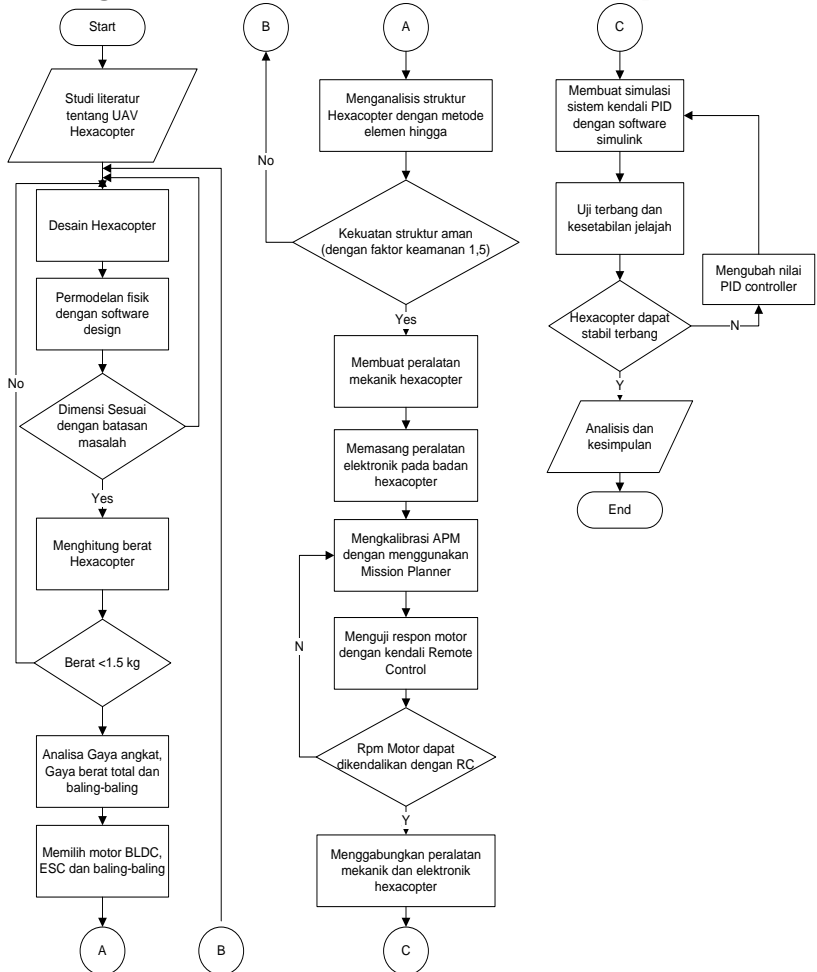


**Gambar 2.14** Grafik Respon Tanpa Kontrol dan Grafik Respon Ketika Mendapatkan Gangguan (Hendriawan, 2012)

## BAB III METODOLOGI

### 3.1 Metodologi Tugas Akhir

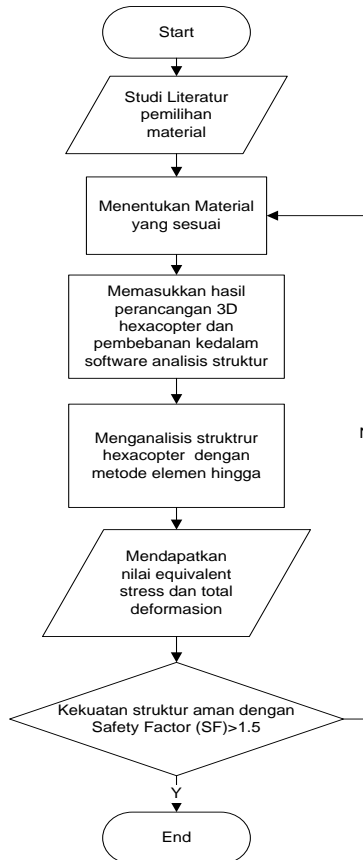
#### 3.1.1 Diagram Alir Prosedur Penelitian *UAV Hexacopter*



**Gambar 3.1** Flowchart Tahapan Pengerjaan Hexacopter

### 3.1.2 Diagram Alir Analisis Struktur Pemilihan Material pada Hexacopter

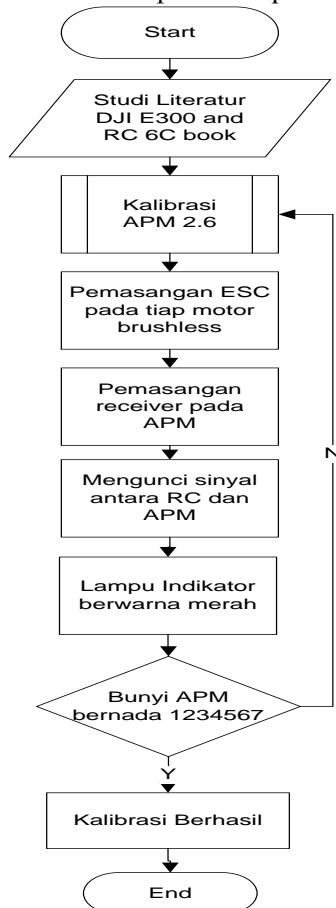
Pemilihan material penyusun UAV Hexacopter ditentukan oleh 3 faktor, yaitu: kekuatan, defleksi dan berat. Material yang dipilih tersebut kemudian dianalisis dengan metode elemen hingga sehingga diperoleh nilai *equivalent stress* dan *total deformation*. Diagram alir dari analisis struktur tersebut dapat dilihat seperti dibawah ini.



**Gambar 3.2** Flowchart Analisis Struktur dengan Metode Elemen Hingga

### 3.1.3 Diagram Alir Kalibrasi Kontrol Kecepatan (*Electronic Speed Control/ESC*)

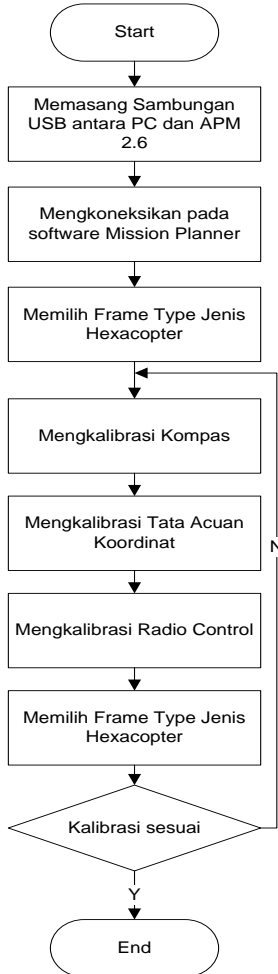
Pada pesawat hexacopter ini kontrol kecepatan atau *Electronic Speed Control* (ESC) yang digunakan adalah merk DJI tipe E300 dengan besar arus listrik adalah 15 Ampere. Berikut ini merupakan flowchart tahapan pengkalibrasian pada ESC E300 berdasarkan data sheet dari produsen perusahaan DJI.



**Gambar 3.3** Flowchart Kalibrasi ESC

### 3.1.4 Diagram Alir Kalibrasi Controller APM 2.6

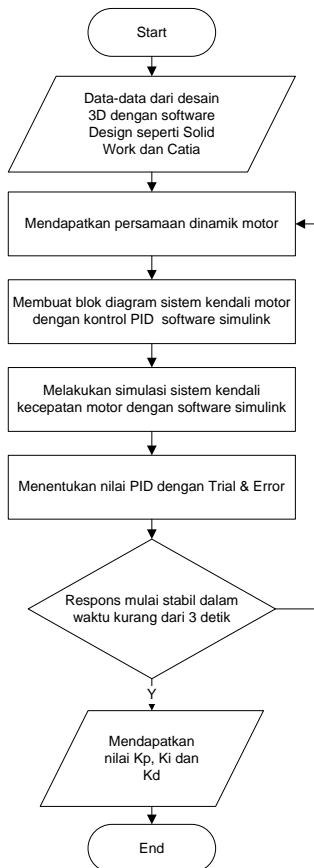
Seperti yang telah dipaparkan pada sub bab sebelumnya bahwa dalam pengaturan konfigurasi pada APM ini menggunakan software mission planner. Tahapan pengkalibrasian pada APM 2.6 adalah sebagai berikut



**Gambar 3.4** Flowchart Kalibrasi APM 2.6

### 3.1.5 Simulasi Kestabilan Hexacopter dengan Sistem Kendali PID

Simulasi kestabilan dengan sistem kendali PID, dibutuhkan nilai dari beberapa properties seperti massa dan inersia ( $I_x, I_y, I_z$ ) yang dapat diperoleh dari desain 3D seperti Solid Work dan Catia. Properties tersebut akan dimasukkan dalam persamaan dinamika motor. Flowchart simulasi kestabilan tersebut sebagai berikut.



**Gambar 3.5** Flowchart Simulasi Kestabilan dengan Sistem Kendali PID

### 3.2 Alat dan Bahan

Dalam proses perakitan peralatan mekanik maupun elektronik pada UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) hexacopter tentunya dibutuhkan beberapa alat dan bahan utama sebagai pendukungnya. Beberapa alat dan bahan tersebut dapat dilihat pada deskripsi dibawah ini.

#### 3.2.1 Alat-alat yang Digunakan

##### 3.2.1.1 AVOMeter

AVO meter seperti pada Gambar 3.6, atau yang biasa disebut multimeter adalah alat untuk mengukur arus, tegangan dan hambatan listrik. AVO meter adalah kependekan dari Ampere Volt Ohm meter. Dalam hal ini AVO meter sangat dibutuhkan dalam hal pengecekan tegangan maupun arus pada komponen elektronik yang terpasang pada UAV hexacopter.



**Gambar 3.6** Avometer Digital

##### 3.2.1.2 Pengisi Daya Baterai Lipo

Adaptor atau bisa disebut catu daya merupakan sumber tegangan DC. Sumber tegangan DC ini dibutuhkan oleh berbagai macam rangkaian elektronika untuk dapat dioperasikan. Rangkaian inti dari catu daya / *Power Supply* ini adalah suatu rangkaian penyearah yaitu rangkaian yang mengubah sinyal bolak-balik (AC) menjadi sinyal searah (DC). Pengisi daya yang digunakan terlihat seperti Gambar 3.7.



**Gambar 3.7** Pengisi Daya pada Baterai Lipo

### 3.2.1.3 Remote Control (RC)

Remote control atau pengendalian jarak jauh adalah sebuah alat elektronik yang digunakan untuk mengoperasikan sebuah mesin dari jarak jauh. Remote control biasa digunakan untuk alat-alat nirkabel. Kebanyakan remote control berkomunikasi dengan perangkatnya masing-masing melalui sinyal-sinyal infra merah dan beberapa saja melalui sinyal radio. Remote control biasanya menggunakan baterai sebagai sumber daya. Remote control yang digunakan adalah remote control fatuba seperti pada Gambar 3.8.



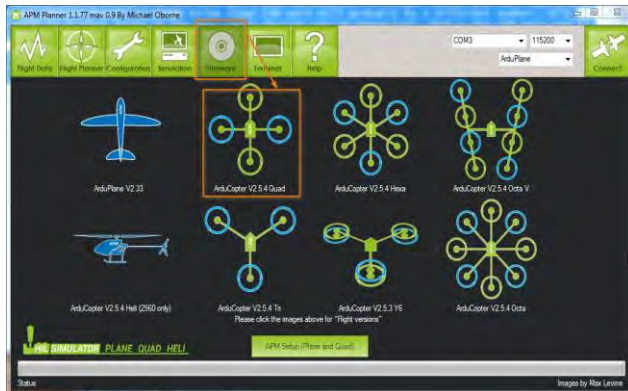
**Gambar 3.8** Remote Control Futaba

### 3.2.1.4 Mission Planner

Mission planner merupakan suatu software pendukung controller dari APM suatu pesawat yang berbasis autonomous atau nirawak yang secara legal tersedia didunia maya. Gambar 3.9 merupakan tampilan dari software mission planner. Software inilah yang menjadi otak pengaturan konfigurasi pada controller hexacopter. Didalam software ini terdapat berbagai macam opsi seperti jenis pesawat yang digunakan, kalibrasi GPS, kalibrasi



posisi terhadap sumbu acuan atau Tata Acuan Koordinat, Kalibrasi sudut pitch, roll maupun roll dan lain sebagainya.



**Gambar 3.9** Tampilan pada Software Mission Planner

### 3.2.2 Bahan Utama yang Digunakan

#### 3.2.2.1 Propeller

Propeler (atau baling-baling) adalah kitiran untuk menjalankan kapal atau pesawat terbang. Kitiran ini memindahkan tenaga dengan mengkonversi gerakan rotasi menjadi daya dorong untuk menggerakkan sebuah kendaraan seperti pesawat terbang, kapal atau kapal selam untuk melalui suatu massa seperti air atau udara, dengan memutar dua atau lebih bilah kembar dari sebuah poros utama. Propeller multi copter dapat dilihat pada Gambar 3.10.



**Gambar 3.10** Sepasang Propeller Multi Copter

### 3.2.2.2 Motor Brushless

Motor DC Brushless (Gambar 3.11), merupakan suatu motor sinkron yang dialiri arus searah (Direct Current/DC) dan memiliki sistem komutator elektronik, tidak menggunakan komutator mekanik dan sikat (brushes). Hubungan arus-torsi dan frekuensi-kecepatan dari motor DC brushless adalah linier.



**Gambar 3.11** Motor Brushless

### 3.2.2.3 ESC (Electronic Speed Control)

Kendali kecepatan elektronik (Electronic speed controller/ESC) seperti pada Gambar 3.12 merupakan sebuah sirkuit elektronik dengan tujuan untuk memvariasi kecepatan motor listrik, arahnya dan bisa berfungsi sebagai rem dinamis. ESC menginterpretasikan informasi bagaimana memvariasikan kecepatan switch dari transistor yang menyebabkan motor mengeluarkan suara dengan pitchtinggi, khususnya dapat didengar saat kecepatan rendah. Hal ini dapat memungkinkan variasi kecepatan motor lebih halus dan tepat dengan efisiensi tinggi daripada tipe mekanis.



**Gambar 3.12** Electronic Speed Sensor

### 3.2.2.4 APM (Ardu Pilot Mega)

Merupakan controller utama pada hexacopter yang terdiri dari suatu sistem autopilot open-source yang terintegrasi dengan GPS dan Gyroscope yaitu untuk APM 2.6 dapat dilihat pada Gambar 3.13.

Ardupilot Mega adalah produk yang dikembangkan oleh Chris Anderson dan Jordi Munoz dari DIY Drones. Modul ini berbasis *open-source* paling berkembang untuk autopilot. Baik autopilot untuk pesawat (ArduPlane), Multicopter (ArduCopter) dan kendaraan darat (ArduRover).



**Gambar 3.13** Ardu Pilot Mega 2.6

### 3.2.2.5 Baterai Lipo

Baterai litium (Li-ion) dikenal memiliki kemampuan penyimpanan energi yang tinggi per satuan volume. Energi yang tersimpan merupakan jenis energi elektrokimia yang berasal dari reaksi. Baterai litium ini termasuk jenis baterai isi ulang sehingga jika supply dayanya habis bisa diisi kembali dengan charger. Salah satu jenis baterai litium adalah baterai lipo 3S (Gambar 3.14).

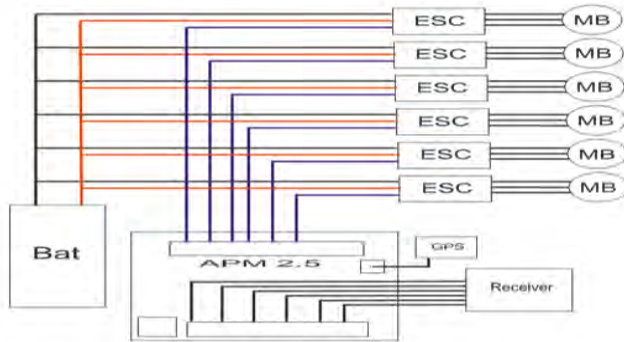


**Gambar 3.14** Baterai Lipo 3S

## 3.3 Wiring Diagram Ardu Pilot Mega (APM)

Seperti yang telah dijelaskan diatas, kontroller atau otak pada UAV hexacopter disini menggunakan kontroller APM yang bersifat *open source* sehingga dapat diatur konfigurasi dan kalibrasi pada pesawat sesuai keinginan. Pada kontroller APM sendiri terdapat beberapa bagian atau port yang memiliki fungsinya masing-masing. Berikut ini akan digambarkan wiring

diagram secara umum pada kontroller APM yang digunakan pada UAV hexacopter Gambar 3.15 di bawah ini.



**Gambar 3.15** Wiring Diagram pada APM UAV Hexacopter

### 3.9 Ground Stations Konsep UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) Hexacopter

Didalam tahap pengonsepan UAV hexacopter, terdapat beberapa komponen yang saling mendukung dan terhubung satu sama lain baik berupa kabel maupun nirkabel. Beberapa komponen tersebut dapat dilihat pada Gambar 3.16 berikut ini.



**Gambar 3.16** Ground Station pada Pesawat Hexacopter

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## **BAB IV**

### **HASIL DAN PEMBAHASAN**

Pada bab ini, dalam proses perancangan pesawat hexacopter terdiri dari beberapa pembahasan yang meliputi:

- Desain pesawat hexacopter
- Material penyusun kerangka dan komponen elektronik hexacopter
- Simulasi struktur rangka hexacopter menggunakan metode elemen hingga
- Proses manufaktur hexacopter
- Analisis kestabilan terbang hexacopter

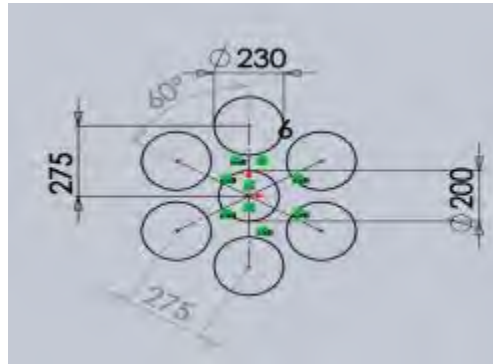
#### **4.1 Desain Pesawat Hexacopter**

Perancangan pesawat hexacopter pada Tugas Akhir (TA) ini menggunakan salah satu dari *software* desain yaitu Solid Work. Solid Work adalah salah satu CAD (*Computer Aided Design*) *software* yang digunakan untuk merancang part permesinan atau susunan part permesinan yang berupa *assembling* dengan tampilan 3D sebelum part-nya dibuat atau tampilan 2D (*Drawing*) untuk gambar proses permesinan. Dengan menggunakan permodelan desain menggunakan Solid Work, terdapat beberapa kelebihan sebagai berikut:

- Memperoleh gambaran bentuk virtual hexacopter
- Mempermudah perencanaan dalam proses manufaktur pembuatan pesawat hexacopter yang nantinya dilakukan, misalkan *drilling*, *cutting*, ampelas dan lain-lain.
- Mengetahui material dibutuhkan dan jumlahnya.
- Mendapatkan koefisien-koefisien pendukung analisis struktur dan simulasi kestabilan dengan MATLAB *Simulink*

Penentuan disain pesawat hexacopter diawali dengan gambar sket 2D untuk menentukan dimensi yang diinginkan. Dimensi pesawat hexacopter didisain memiliki panjang lengan *motor to motor* 550 mm, *main base* berdiameter 200 mm, sudut

antar lengan  $60^\circ$ , dan diameter baling-baling 230 mm seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.1 berikut ini.



**Gambar 4.1** Sket Desain Hexacopter

## 4.2 Material Penyusun Kerangka dan Komponen Elektronik Hexacopter

### 4.2.1 Material Penyusun Hexacopter

Perancangan kerangka pesawat hexacopter terdiri dari beberapa jenis material penyusun. Material utama penyusun kerangka pesawat hexacopter tersebut diantaranya Aluminium 6061-T6 sebagai material penyusun keenam lengan pesawat hexacopter, Acrylic dengan ketebalan 3 mm dan 5 mm sebagai material penyusun *main base* dan dudukan motor pada pesawat hexacopter, serta Baja dan Nylon sebagai material penyusun mur, baut, ring, dan spacer. Data *sheet* material penyusun yang digunakan tersebut dapat ditabelkan sebagai berikut:

**Tabel 4.1** Daftar Material Penyusun Kerangka Hexacopter

No	Nama Material	Massa Jenis (Kg/m <sup>3</sup> )	Kekuatan Yield (MPa)
1	Alumunium 6061-T6	2710	241
2	Acrylic	1180	69
3	Baja (Mur-Baut-Ring)	7860	640 (JIS)
4	Nylon	1150	-

Selain material yang telah disebutkan pada Table 4.1 beberapa material penyusun seperti kertas, kabel, *double tip*, dan selotip bening diabaikan.

#### 4.2.2 Komponen Elektronik Hexacopter

Komponen elektronik yang digunakan pada pesawat hexacopter terdiri dari berbagai macam seperti *Controller* yang menggunakan Ardu Pilot Mega (APM), motor DC *Brushless* yang terintegrasi dengan baling-baling dengan 2 bilah, *receiver*, baterai dan lain sebagainya. Komponen tersebut tentunya memiliki massa yang harus diukur agar diperoleh massa total pada pesawat. Pada Tabel 4.2 berikut ini ditampilkan beberapa komponen hasil penimbangan yang telah dilakukan.

**Tabel 4.2** Massa Komponen Hexacopter

No	Nama	Jumlah	Massa (gram)	Massa Total (gram)
1	Ardu Pilot Mega 2.6	1	50,52	50,52
2	Electronic Speed Control 1.5 A	6	24.85	149.1
3	Motor Brushless 920 kv	6	63.48	380.88
4	Propeller	6	9.6	57.6
5	Kabel AWG	4	12.50	50
6	Receiver RC Turnigy	1	8.51	8.51
7	Baterai 3 cell	1	500	200
8	GPS	1	52.51	52.51
<b>Total</b>				1249.12

#### 4.2.3 Hasil Analisis Perhitungan Gaya-gaya yang Bekerja pada Hexacopter

Perhitungan gaya-gaya pada pesawat hexacopter bertujuan untuk mengetahui dan memastikan bahwa pesawat ini dapat terbang dengan asumsi putaran rpm pada motor maksimum. Gaya-gaya yang bekerja pada pesawat hexacopter adalah gaya



*thrust* yang dihasilkan oleh putaran baling-baling dari motor *Brushless* dari keenam lengan pesawat. Selain itu terdapat gaya berat yang diperoleh dari massa total pada pesawat hexacopter yang dikalikan dengan percepatan gravitasi bumi. Perhitungan besarnya gaya *thrust* pada pesawat dapat dijadikan landasan dalam pemilihan spek motor maupun dimensi *propeller* yang dibutuhkan.

Secara matematis, perumusan dalam menentukan gaya *thrust* pada pesawat hexacopter mengacu pada persamaan (2.5) dan persamaan (2.6) yang dikutip dari Magnusson (2004), yang telah ditulis pada BAB 2.

*Coefficient of thrust* didapatkan dari tabel empiris UIUC *Applied Aerodynamic Group*, dengan rpm maksimum sebesar 6700, maka diperoleh  $C_t = 0.12814$ . Massa setiap satuan volume benda (udara) atau  $\rho_{ud}$  adalah  $1.2 \text{ kg/m}^3$  dengan asumsi pada temperature  $27^\circ$  Celcius dan  $\phi$  sebesar 3,14. Sedangkan kecepatan sudut diperoleh dari rpm maksimum dari motor (6700 rpm) yang dikonversikan ke dalam rps sehingga diperoleh  $\omega = 112 \text{ rad/sec}$  dan jari-jari *blade* pada *propeller* sebesar 0.1175 mm. Berdasarkan besaran dari parameter diatas, maka besarnya gaya *thrust* adalah  $F_t = 1.154 \text{ Newton}$ .

#### 4.2.4 Pemilihan BLDC Motor dan Propeller

Pemilihan motor pada pesawat hexacopter berdasarkan perhitungan analisis gaya-gaya yang telah dibahas pada sub bab sebelumnya. Setelah dilakukan analisis perhitungan gaya *thrust* yang dibutuhkan oleh pesawat hexacopter sebesar 1.154 Newton. Oleh karena itu, dalam memilih spek motor *brushless* harus memiliki gaya angkat yang lebih besar dari pada 1.154 Newton. Dalam hal ini penulis memilih menggunakan spek motor yang memiliki gaya tarik maksimum sebesar 0,890 Kg-f atau 8,73 Newton.

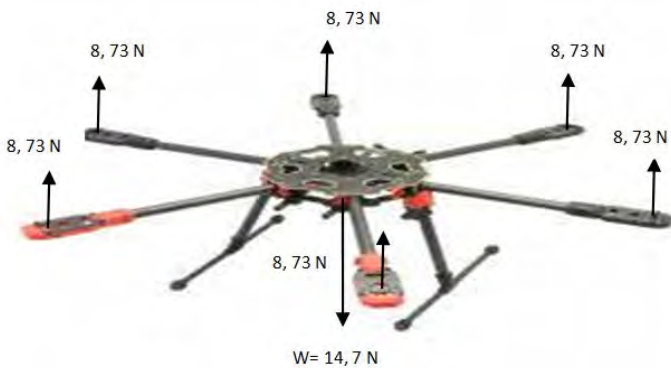
Sedangkan pemilihan *propeller* pada pesawat hexacopter mengikuti spek motor yang telah dipilih (satu set). Dimensi panjang *blade* pada *propeller* menjadi pertimbangan berdasarkan desain yang telah dibuat dengan ketersediaan barang dipasaran

sehingga mudah didapatkan. Dalam hal ini, penulis memilih menggunakan *propeller* dengan dua *blade* yang memiliki diameter panjang sebesar 9 inchi atau 22.86 cm.



**Gambar 4.2** Motor BLDC DJI 920 kv dan Propeller DJI CW & CCW

Dengan menggunakan spek motor yang telah disebutkan diatas dengan gaya thrust sebesar 8,73 N dilakukan analisis dari diagram benda bebas seperti pada Gambar 4.3 dibawah ini untuk mengetahui dengan spek tersebut pesawat dapat take off (terbang).  $W$  (*Weight Force*) merupakan perkalian dari total massa pesawat hexacopter yang dikalikan dengan gaya gravitasi bumi sehingga diperoleh  $1,5 \text{ Kg} \times 9,81 \text{ m/s}^2 = 14,7 \text{ Newton}$ . Dengan total gaya thrust dari keenam buah motor diperoleh  $6 \times 8,73 \text{ N} = 52,38 \text{ Newton}$ .



**Gambar 4.3** Diagram Benda Bebas Hexacopter

Berdasarkan hukum Newton II, dari diagram benda bebas diatas dapat diketahui bahwa  $\sum F_{\text{thrust}} > W$ . Hal ini menunjukkan bahwa dengan menggunakan enam motor brushless dengan gaya thrust 8,73 N dapat mengangkat beban pesawat hexacopter sebesar 1,5 Kg sehingga pesawat dapat melakukan *take off* (terbang).

#### 4.3 Hasil Permodelan Hexacopter dengan Software Solid Work

Berdasarkan sket desain yang telah dibuat, maka dibuatlah desain pesawat hexacopter dalam bentuk 3D dengan menggunakan *software* Solid Work 2012. Proses pembuatan desain tersebut dilakukan per part seperti *propeller*, motor, dudukan motor, yang kemudian di *assembling* sehingga dihasilkan bentuk virtual hexacopter seperti pada Gambar 4.4 dibawah ini.



**Gambar 4.4** Pesawat Hexacopter 3D

Dari gambar 3D yang telah dibuat dengan Solid Work ini, dapat diketahui parameter berupa inersia *body* maupun inersia pada motor (Gambar 4.5) yang dibutuhkan pada saat melakukan simulasi dengan MATLAB *Simulink*. Parameter tersebut pada saat menganalisa kesetabilan pergerakan *pitch*, *roll*, *yaw* dan *altitude hold* pada pesawat hexacopter.



**Gambar 4.5** Mendapatkan Nilai Inersia Motor dan Inersia Body dengan Solid Work

Untuk mempermudah dalam pengambilan data pada saat simulasi dengan MATLAB *Simulink* maka beberapa parameter yang telah diperoleh ditabelkan seperti yang tampak pada Tabel 4.3 berikut ini.

**Tabel 4.3** Hasil Permodelan dengan *Software* Solid Work

No.	Properties	Nilai	Satuan
1	Massa (m)	1.5	Kg
2	Lengan (l)	0.275	Meter
3	Ix	0.022	Kg.m <sup>2</sup>
4	Iy	0.022	Kg.m <sup>2</sup>
5	Iz	0.043	Kg.m <sup>2</sup>
6	Jr	$3.139 \times 10^{-5}$	Kg.m <sup>2</sup>

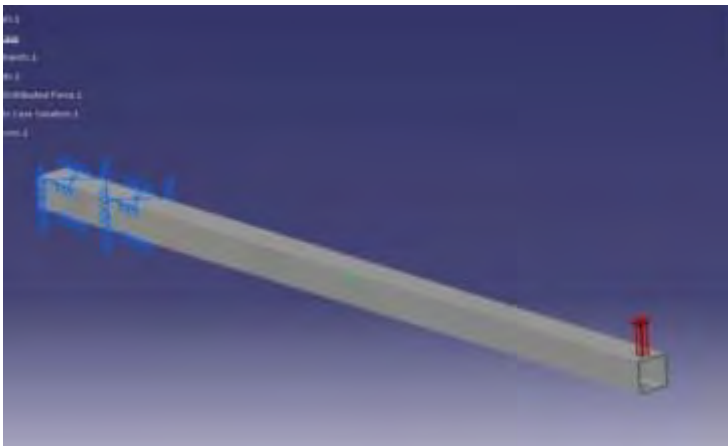
#### 4.4 Simulasi Struktur Kerangka Hexacopter Menggunakan Metode Elemen Hingga

Pada simulasi struktur kerangka hexacopter ini terdiri dari 2 bagian utama yang akan di analisis dengan *software* ANSYS

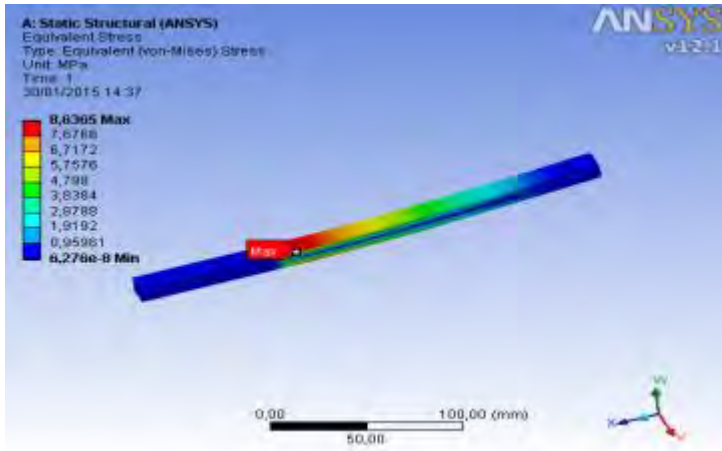
dengan menggunakan metode elemen hingga. Kedua bagian tersebut yaitu bagian lengan pada hexacopter dan *main base*. Dalam simulasi ini *center of gravity* dari pesawat hexacopter diasumsikan berada di tengah kemudian motor diaktifkan dengan putaran maksimum. Dari lampiran tentang motor yang digunakan memiliki spesifikasi gaya tarik maksimum adalah 0.89 Kg-f yang dikonversikan menjadi 8.73 Newton.

#### 4.4.1 Analisis Struktur pada Lengan Hexacopter

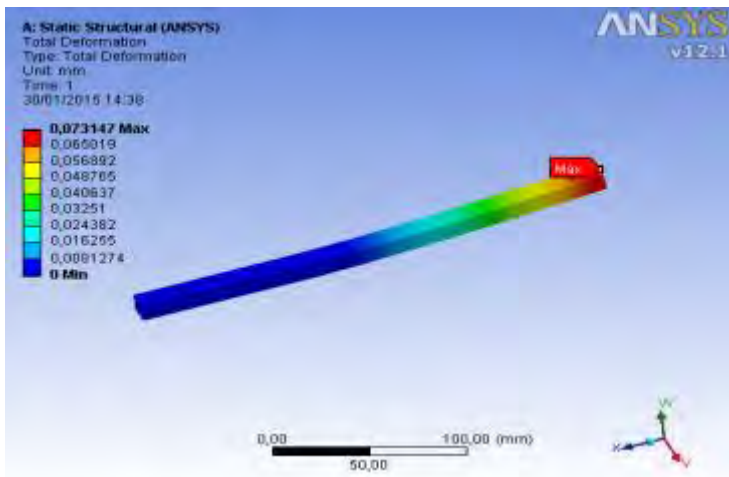
Langkah pertama dalam menganalisis struktur pada lengan hexacopter ini adalah menggambarkan diagram benda bebasnya dengan mengimpor disain lengan yang telah dibuat dengan *software* Solid Work kedalam *software* ANSYS seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.6. Besarnya gaya *thrust* sebesar 8,73 Newton. Angka ini (gaya *thrust* 8,73) diperoleh dari spek motor *brushless* yang telah dipilih. *Restrain* atau penahan berupa pasangan mur-baut-ring dan gaya terdistribusi berasal dari pasangan motor-*propeller*. Kemudian disimulasikan sehingga menghasilkan data berupa *stress* ekuivalen dan total deformations seperti pada Gambar 4.7a dan Gambar 4.7b sebagai berikut.



**Gambar 4.6** Diagram Benda Bebas pada Lengan Hexacopter



**Gambar 4.7(a)** Equivalent Stress pada Lengan Hexacopter



**Gambar 4.7(b)** Total Deformation pada Lengan Hexacopter

Dari gambar *displacement* dan total *deformation* diatas, diketahui bahwa *Equivalent Stress* terbesar bernilai 8.636 MPa terjadi pada ujung lengan yang dicekam oleh *main base/ plat* tengah. Sedangkan total *deformation* maksimum sebesar 0.0731

mm terjadi pada ujung lengan tempat terjadinya gaya *thrust* yang diakibatkan oleh putaran motor-*propeller*.

Untuk validasi apakah material aluminium cukup kuat untuk menahan beban tersebut, diperlukan perhitungan dengan mempertimbangkan faktor keamanan. Faktor keamanan yang dipakai dalam analisis ini adalah bernilai 1.5.

$$FS = \frac{Yield\ Strength}{Tegangan\ von\ mises} \dots\dots\dots (4.1)$$

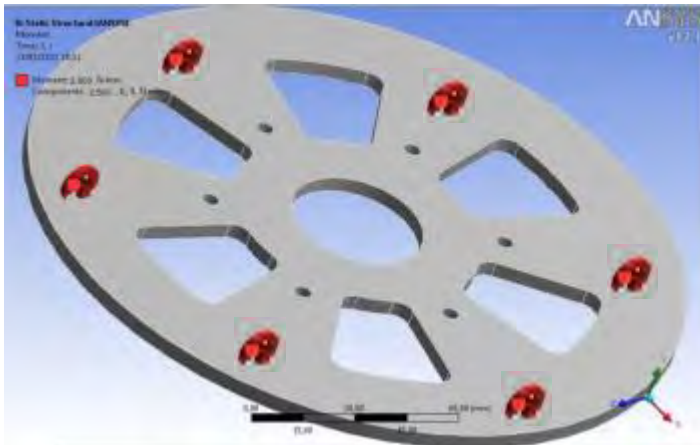
$$FS = \frac{241\ MPa}{8.636\ MPa} = 27.9$$

Karena FS (*Factor Savety*) dari hasil perhitungan lebih besar daripada faktor keamanan 1.5, maka bahan aluminium 6061-T6 telah memenuhi syarat kekuatan struktur sehingga aman untuk digunakan (Lukmana, 2009).

Titik pada pangkal lengan mengalami tegangan terbesar dikarenakan pada titik tersebut menerima gaya linier langsung dari motor dan momen bending dari motor-lengan. Agar tegangan pada titik tersebut berkurang, perlu pemasangan papan/luasan sehingga gaya pada daerah tersebut terbagi merata pada luasan yang menahannya. Atau mengurangi panjang lengan hexacopter sehingga momen bending berkurang.

#### 4.4.2 Analisis Struktur pada Main Base Hexacopter

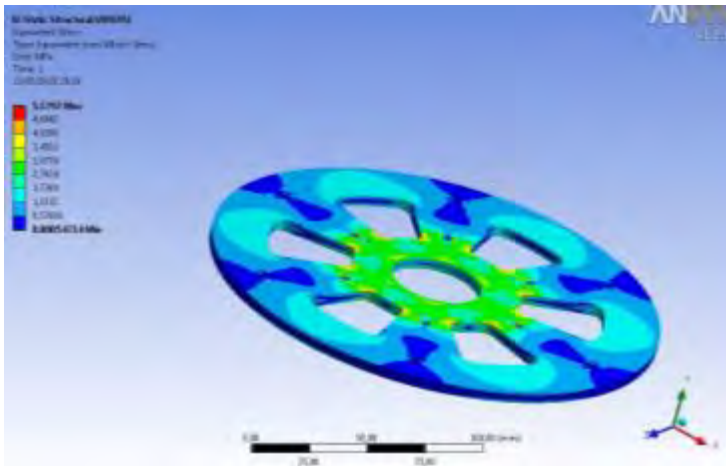
Secara garis besar proses analisis pada *main base* sama dengan analisis yang dilakukan pada lengan hexacopter. Dengan melakukan hal yang sama seperti lengan hexacopter, pertama ditentukan dahulu diagram benda bebas seperti yang terlihat pada Gambar 4.8 dibawah ini.



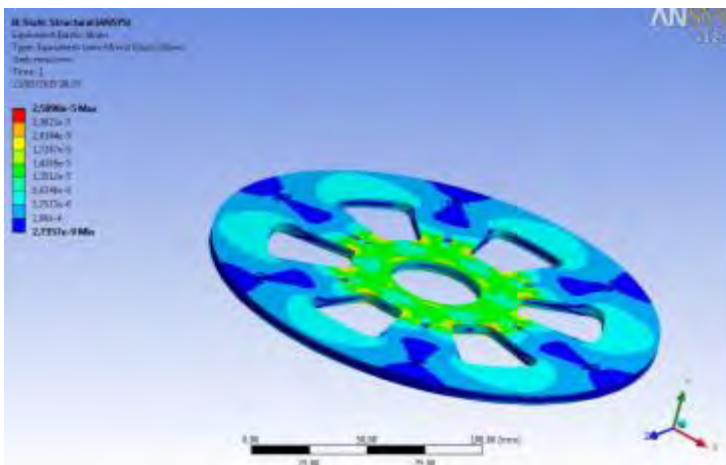
**Gambar 4.8** Diagram Benda Bebas pada Main Base / Plat Tengah Hexacopter

Pada *main base* / plat tengah pada pesawat hexacopter terdapat dua gaya yang diterima oleh plat, yang pertama adalah gaya dari keenam buah motor searah secara vertikal dengan besar  $6 \times 8,73$  Newton. Kedua adalah momen bending yang merupakan gaya *thrust* yang dikalikan dengan panjang lengan dari pesawat. Besarnya momen bending tersebut bernilai  $8,73 \text{ Newton} \times 0,275 \text{ m} = 2.4 \text{ Nm}$ . Gaya-gaya tersebut dimasukkan kedalam *software* dan disimulasikan. Setelah itu, akan dilakukan analisa deformasi dan tegangan pada plat. Hasil desain 3D yang diperoleh dari *software* Solid Work kemudian disimulasi dengan menggunakan *finite element analysis* dengan ANSYS diperoleh hasil seperti yang tampak pada Gambar 4.9 dan Gambar 4.10 sebagai berikut.





**Gambar 4.9** Equivalent Stress pada Main Base Hexacopter



**Gambar 4.10** Total Deformation pada Main Base Hexacopter

Hasil analisis dari *static structural* pada kedua gambar diatas menunjukkan bahwa *equivalent stress* maksimum sebesar 5,1797 MPa dan deformasi maksimum sebesar  $2.589 \times 10^{-5}$  mm. Dengan menggunakan cara yang sama dengan alumunium, dapat diketahui nilai faktor keamanannya.

$$FS = \frac{Yield\ Strength}{Tegangan\ von\ mises} \dots \dots \dots (4.1)$$

$$FS = \frac{69\ MPa}{5.1797\ MPa} = 13.321$$

Dari perhitungan diatas menggunakan rumus persamaan (4.1) yang dikutip dari Lukmana (2012), diperoleh faktor keamanan dari material plat tengah sebesar 13.321. Karena faktor keamanan melebihi kriteria (lebih besar dari angka keamanan 1.5) maka penggunaan bahan acrylic telah memenuhi syarat kekuatan struktur.

#### 4.5 Proses Manufaktur Hexacopter

Pada proses manufaktur pembuatan pesawat hexacopter ini terdiri dari beberapa tahapan utama, yaitu:

- Pembuatan kerangka pesawat,
- Pemasangan rangkaian elektronik, dan
- Pengaturan perangkat lunak.

##### 4.5.1 Pembuatan Kerangka Hexacopter

Pembuatan kerangka pesawat hexacopter diawali dengan pembuatan keenam lengan pesawat yang didesain memiliki kepresisian yang baik dengan panjang lengan 175 mm dan ketebalan 1 mm dimana ukuran dimensi dari keenam batang harus sama. Lengan hexacopter ini terbuat dari material aluminium yang cukup ringan dan *ductile* / tidak mudah patah. Proses selanjutnya adalah pembuatan *main base* / plat tengah yang terbuat dari acrylic yang dibentuk dengan ketebalan 3 mm dan diameter 200 mm.

*Main base* dan masing-masing lengan pesawat hexacopter kemudian dilubangi dengan menggunakan *hand drill* yang sebelumnya telah diukur dan ditandai dengan menggunakan pensil. Keenam lengan tersebut kemudian dipasang pada *main base* yang disatukan dengan mur, baut, dan ring dengan sudut antar lengan sebesar 60° seperti yang terlihat pada Gambar 4.11 dan Gambar 4.12 dibawah ini. Setelah itu dibuat dudukan motor

yang terbuat dari acrylic berbentuk persegi panjang dengan dimensi 30x40 mm dengan tebal 3 mm. Dudukan motor tersebut kemudian dipasang pada ujung masing-masing lengan hexacopter.

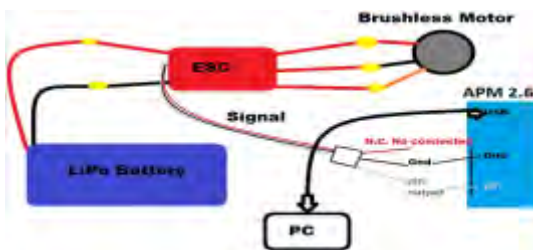
Beberapa peralatan yang berperan penting dalam hal ini adalah *hand drill*, gergaji besi, gerinda tangan, obeng, dan tang.



**Gambar 4.11** Proses Melubangi Plat Tengah dengan *Hand Drill* dan Hasil Pemasangan Plat Tengah dengan Keenam Lengan Hexacopter

#### 4.5.2 Rangkaian Elektronik

Komponen-komponen elektronik pada pesawat hexacopter mulai dipasang setelah kerangka mekanik terpasang. Rangkaian elektronik hexacopter dimulai dari motor, ESC, controller APM, dan baterai seperti pada Gambar 4.12 berikut.



**Gambar 4.12** Rangkaian Elektronik pada Hexacopter

Langkah pertama setelah semua peralatan elektronik disiapkan adalah melakukan proses penyolderan *distribution*

*board* seperti yang terlihat pada Gambar 4.13. Keenam motor pada pesawat hexacopter disambung secara parallel pada *distribution board* yang tersambung dengan baterai. Setelah dilakukan penyolderan, tahap selanjutnya adalah pemasangan ke enam motor yang diletakkan pada ujung lengan pesawat yang sebelumnya telah dibuat dudukan untuk motor tersebut seperti pada Gambar 4.14 dibawah ini.



**Gambar 4.13** Penyolderan Distribution Board Hexacopter



**Gambar 4.14** Pemasangan Motor pada Lengan Hexacopter

Hexacopter yang dirancang dalam Tugas Akhir ini merupakan modifikasi dari arducopter rancangan tim DIYdrones.com. Modifikasi yang dilakukan adalah spesifikasi motor, propeller, bentuk plat tengah dan *landing skid* yang diselimuti oleh peredam seperti yang tampak pada Gambar 4.15.



**Gambar 4.15** Bentuk Hexacopter Setelah Dipasang Komponen Elektronik

#### 4.5.3 Pengaturan Perangkat Lunak

Proses pengaturan pada *controller* Ardu Pilot Mega (APM) pesawat hexacopter dilakukan dengan menggunakan *software mission planner* yang telah terinstal pada laptop. Beberapa tahapan pengaturan tersebut diantaranya memilih *frame type* pada pesawat hexacopter, pengkalibrasian kompas, GPS dan radio *control* serta pengujian respon motor terhadap *remote control* seperti Gambar 4.17. Dalam setiap proses pengkalibrasian, posisi controller harus diletakkan pada tempat yang rata agar dihasilkan respon yang baik. Piranti yang tersambung secara langsung dengan *controller* APM pada saat proses pengaturan berupa kompas dan GPS yang dalam hal ini keduanya berada di dalam satu wadah seperti pada Gambar 4.16.



**Gambar 4.16** Pengaturan Kompas dan GPS pada Pesawat Hexacopter



**Gambar 4.17** Pengujian Respon Motor pada Hexacopter terhadap RC

## 4.6 Analisis Simulasi Kestabilan Terbang Hexacopter

### 4.6.1 Data Pendukung

Selain menggunakan beberapa nilai parameter pada Tabel 4.3 yang diperoleh dari hasil permodelan gambar 3D dengan Solid Work, dalam analisis simulasi kestabilan terbang hexacopter dibutuhkan beberapa parameter yang lain seperti daya maksimum, gaya Tarik maksimum, maupun putaran pada propeller dalam skala rpm. Untuk mempermudah dalam pembacaan data, maka parameter tersebut dibuat dalam bentuk Tabel 4.4 sebagai berikut.

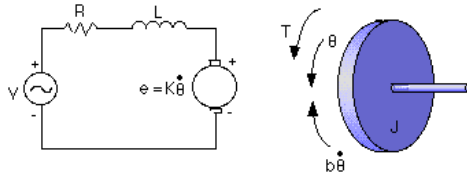
**Tabel 4.4** Parameter Pendukung Simulasi

No.	Parameter	Nilai	Satuan
1	Daya maksimum (Pmax)	210	Watt
2	Gaya tarik maksimum	8.73	Newton
3	Putaran propeller maksimum	$\pm 6700$	Rpm

### 4.6.2 Sistem Penggerak Brushless DC Motor (BLDC)

Analisis motor yang digunakan dalam pembuatan alat ini adalah motor DC. Model ini lebih sederhana dibandingkan dengan motor *Brushless* DC yang sebenarnya. Terdapat dua sistem dalam permodelan ini, yaitu sistem elektronik dan

mekanikal. Sirkuit elektrik dan diagram benda bebas rotor ditunjukkan dalam gambar berikut.



**Gambar 4.18** Sirkuit Elektronik dan Diagram Benda Bebas Rotor

Berdasarkan Hukum Newton dan Hukum Kirchhoff, dari Gambar 4.18 di atas dapat dituliskan persamaan sebagai berikut (Lukmana, 2012):

$$J \ddot{\theta} + b \dot{\theta} = K i \quad (4.2)$$

$$L \frac{di}{dt} + Ri = V - K \dot{\theta} \quad (4.3)$$

*Transfer Function* untuk motor dari dua persamaan diatas adalah:

$$s(Js + b)\theta(s) = KI(s) \quad (4.4)$$

$$(Ls + R)I(s) = V - Ks\theta(s) \quad (4.5)$$

Dengan mengeliminasi  $I(s)$  didapatkan *open loop transfer function*, dimana kecepatan rotasi adalah output dan tegangan adalah input.

$$\frac{\dot{\theta}}{V} = \frac{K}{(Js+b)(Ls+R)+K^2} \quad (4.6)$$

Dengan modifikasi pada *transfer function* diatas, input pada sistem diganti menjadi daya. Dengan persamaan  $P = V.I$  dengan  $P_{\max} = 210$  Watt, maka input pemberian saturasi dengan batas atas 210 watt. Apabila sistem diinputkan 210 Watt maka diharapkan output rpm motor menjadi maksimum (6700 rpm). Karena output rpm motor hanya 0,05828 rpm, maka perlu gain sebesar  $\frac{6700}{0,05828} = 114962,3$ .

$$\frac{\dot{\theta}}{P} = \frac{K}{(Js+b)(Ls+R)+K^2} \cdot \dots \dots \dots (4.7)$$

Nilai dari beberapa *properties* pada persamaan diatas diperoleh dari parameter fisik dari motor brushless yang diambil berdasarkan studi empiris pada software MATLAB dimana:

J = momen inersia pada rotor yang besarnya 0,01 kg.m<sup>2</sup>

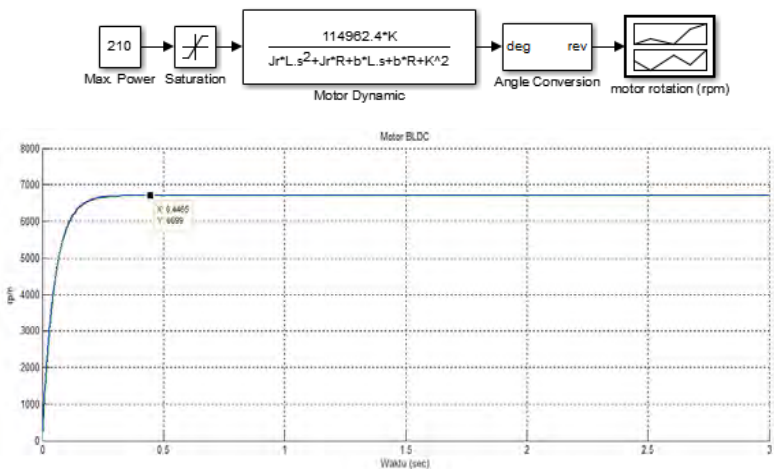
b = konstanta viskositas gesekan motor besarnya 0,1 N.m.s

R = *electric resistance* yang besarnya 1 Ohm

L = *electric inductance* yang besarnya 0,5 H

K = konstanta torsi motor yang besarnya 0,01 N.m/Amp

Sehingga sistem kendali motor *Brushless* DC dapat disimulasikan dengan menggunakan Matlab Simulink system open-loop seperti pada Gambar 4.19.



**Gambar 4.19** Blok Diagram Simulink Motor DC (atas) dan Grafik Respon Motor DC (bawah)

#### 4.6.3 Sistem Kendali Gerak Hexacopter

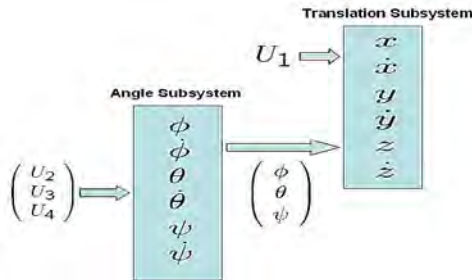
Dalam Tugas Akhir ini perancangan simulasi pergerakan hexacopter dilakukan linierisasi terhadap persamaan 4 DOF dari dinamika UAV. Sistem akan disimulasikan dengan menggunakan



*controller* PID. Analisis sistem kendali hexacopter dibagi menjadi 4 yaitu sistem *kendali hovering, roll, pitch, dan yaw*.

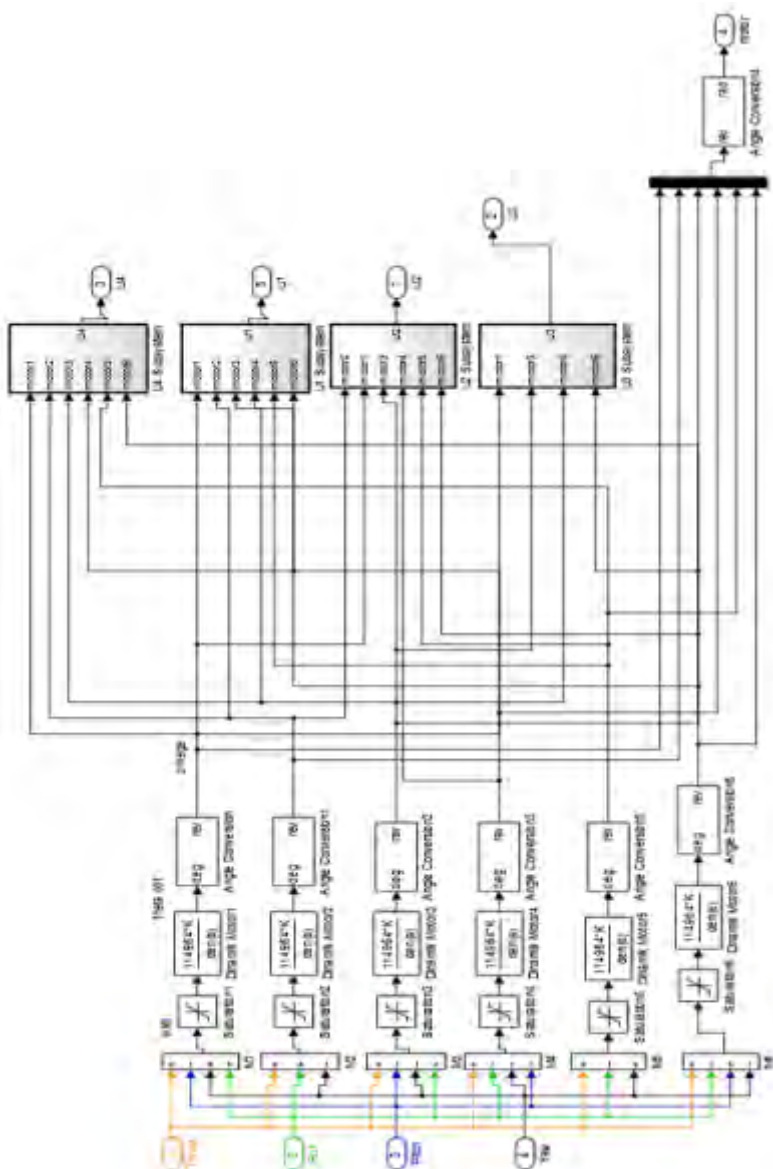
Persamaan matematika dari dinamika pesawat hexacopter diperlukan pada proses simulasi. Dalam permodelannya kesetabilan hanya dibahas 4 DOF yang telah dirumuskan dalam persamaan matematika berdasarkan hukum Newton dan Eulers permodelan dinamik hexacopter dapat dilihat pada BAB 2 persamaan (2.23) sampai (2.31).

Berdasarkan perumusan dari Sidea (2014) tersebut, dapat dibuat diagram balok seperti pada Gambar 4.20 untuk mempermudah dalam pembuatan sistem kendali dengan MATLAB simulink. Dari subsistem rotasi angular, roll, pitch dan yaw didapatkan dan digabungkan dengan  $U_1$  menjadi input bagi subsistem translasi. Input  $U_2$ ,  $U_3$  dan  $U_4$  sebagai kendali subsistem rotasi. Dan input kendali  $U_1$  sebagai kendali *altitude hold* bagi subsistem translasi.



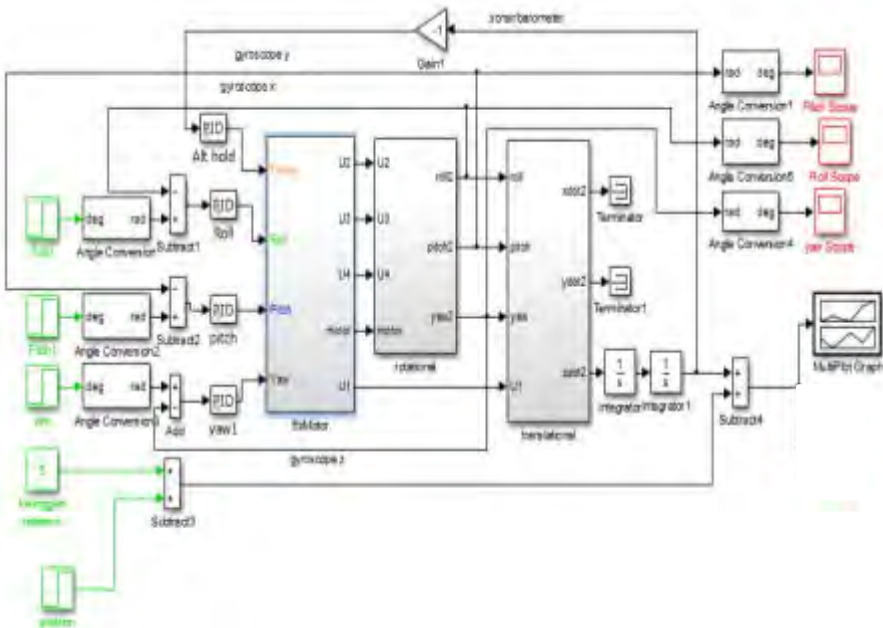
**Gambar 4.20** Hubungan Antara Dua Subsystem dari Keseluruhan Dinamika Hexacopter

Berdasarkan rumusan  $U_i$ ,  $U_2$ ,  $U_3$ , dan  $U_4$  yang digambarkan pada blok diagram Gambar 4.21 menghasilkan subsistem keenam motor brushless DC pada Gambar 4.22 sebagai berikut.



### Gambar 4.21 Subsistem Keenam Motor Brushless DC

Gambaran sistem kendali gerak pada hexacopter dapat dilihat pada Gambar 4.22 dibawah ini.



**Gambar 4.22** Blok Diagram Simulink pada Hexacopter

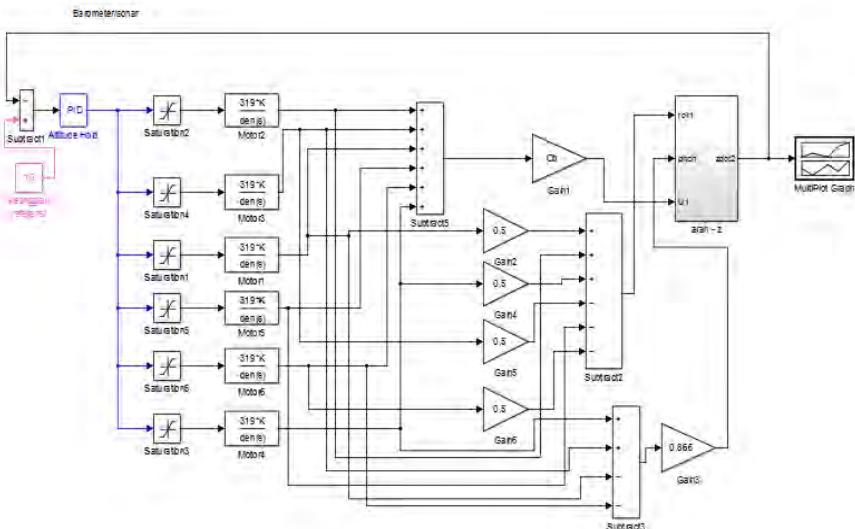
Tahapan berikutnya adalah membahas satu-persatu dari sistem kendali dari setiap pergerakan pada pesawat hexacopter. Dalam system ini penulis menggunakan controller berupa PID (*Proportional, Integral, dan Derivatif*).

Dalam menentukan nilai P, I, dan D penulis melakukan prinsip *trial and error*. Penentuan nilai PID dengan *trial and error* tersebut dilakukan dengan beberapa pertimbangan, yaitu: Kendali P (proporsional) memiliki fungsi mempercepat *rise time* agar respon dari sistem lebih cepat mencapai titik referensi, namun pengendali ini masih memiliki kekurangan yaitu meninggalkan offset. Kelemahan ini dapat diatasi dengan menggabungkannya dengan kendali integral yang dapat

menghilangkan offset dan juga mengurangi terjadinya *overshoot* yang terlalu luas, serta mampu menghilangkan *steady state error*. Akan tetapi, kendali integral dapat menyebabkan respon sistem menjadi lambat. Penanggulangan respon sistem yang lambat menggunakan kendali derivatif.

#### 4.6.3.1 Sistem Kendali Hovering

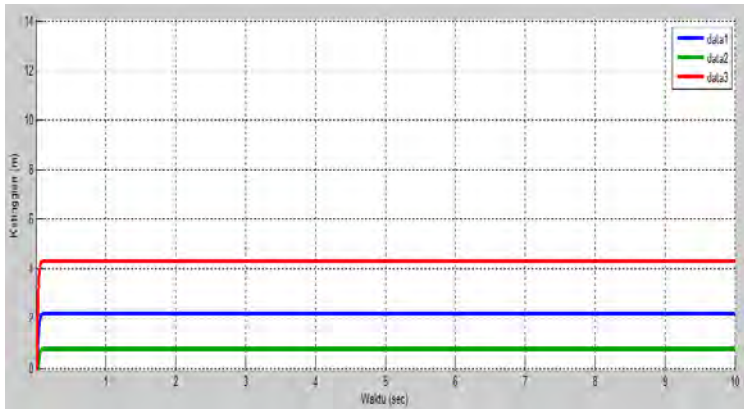
Pergerakan pesawat hexacopter untuk hovering berdasarkan persamaan matematika  $U_1 = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6)$  (Magnusson, 2014) dengan dimensi pergerakan berada pada sumbu z kearah positif dan negatif seperti pada persamaan matematika  $\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$ .  $U_1$  merupakan torsi yang diakibatkan oleh kecepatan putar propeller dari keenam buah motor pada setiap lengan pesawat hexacopter.



**Gambar 4.23** Blok Diagram Hovering Hexacopter

Sistem kendali hovering berpengaruh terhadap pitch dan roll, sehingga blok diagram untuk kendali hovering tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun, karena pengaruhnya

relatif kecil, maka dapat diabaikan. Blok diagram dari sistem kendali hovering dapat dilihat pada Gambar 4.23 diatas.



**Gambar 4.24** Respon Ketinggian terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Ketinggian

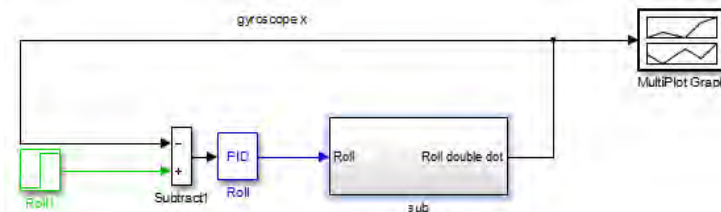
Berdasarkan grafik respon pada Gambar 4.24 diatas dengan waktu (dalam *second*) dihasilkan kondisi pesawat hexacopter dapat stabil dalam waktu kurang dari satu detik. *Controller* yang digunakan berupa *Proportional* = 15, *Integral*= 0, dan *Derivative*= 0. Pada saat pesawat berada pada ketinggian 4 meter (warna merah) grafik stabil pada waktu 0.1 detik, saat ketinggian 2 meter (warna biru) grafik stabil pada waktu 0.08 detik, dan pada ketinggian 1 meter (warna hijau) grafik stabil pada waktu 0.05 detik.

#### 4.6.3.2 Sistem Kendali Roll

Pergerakan hexacopter untuk roll berdasarkan persamaan (2.24).  $U_2$  adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller nomor 1, 2, dan 3 dengan propeller nomor 4, 5, dan 6. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan  $U_2$  menjadi persamaan (2.28).

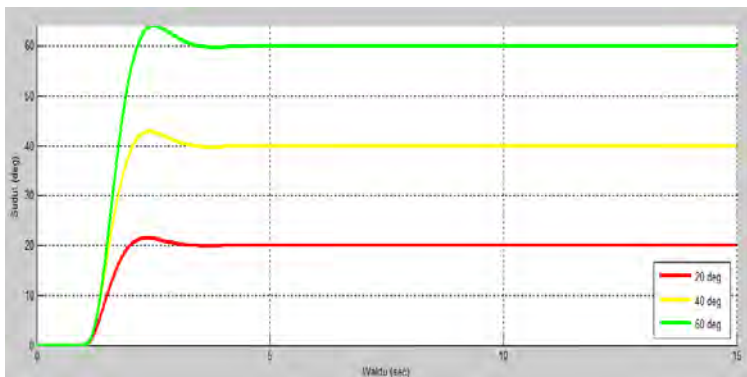
Sistem kendali roll berpengaruh terhadap pitch dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali roll

tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan sehingga blok diagram dapat disederhanakan sebagai berikut.



**Gambar 4.25** Blok Diagram Sistem Kendali Roll

Sistem kendali roll merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (*gyroscope*) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut hexacopter sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional = 8.8, Integral = 0, dan Derivative = 4 didapatkan respon posisi sudut roll fungsi waktu sebagai berikut:



**Gambar 4.26** Respon Posisi Sudut Roll Hexacopter terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Roll Referensi

Dari grafik roll diatas, dengan input berupa sudut (derajat) dengan 3 variasi sudut  $20^0$ ,  $40^0$ , dan  $60^0$  diperoleh kondisi stabil pada detik ke tiga. Respon untuk sistem roll dapat ditabelkan sebagai berikut:

**Tabel 4.5** Respon untuk Sistem Roll

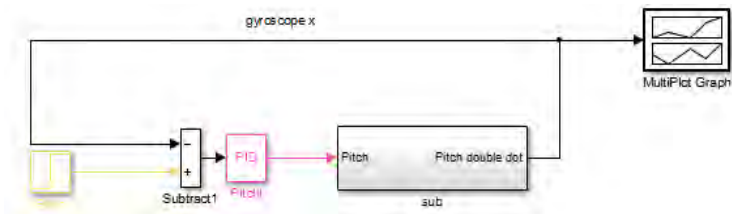
<b>Sudut Roll (degree)</b>	<b>Over Shoot (%)</b>	<b>Rise Time (second)</b>	<b>Settling Time (second)</b>	<b>Error pada detik ke tiga</b>
20	3,8	0,831	2.914	0,241
40	3,8	0,842	2,412	0,413
60	3,8	0,802	2,418	0,621

Untuk kendali sudut roll, memiliki kriteria respon settling time kurang dari 3 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari gambar 4.26 respon sudah sesuai dengan kriteria. Kendali Integral tidak digunakan karena justru menimbulkan error yang besar pada detik ke 3. Kendali integral menyebabkan sistem melambat untuk *settle* pada sudut referensi. Kendali derivatif lebih dominan dalam mempersingkat *settling time* dan error dibandingkan dengan kendali integral, sehingga kendali integral ini tidak digunakan. Gambar 4.26 menunjukkan adanya overshoot sebesar 2,8% dan settling time sekitar 1,4 detik untuk semua sudut referensi.

#### 4.6.3.3 Sistem Kendali Pitch

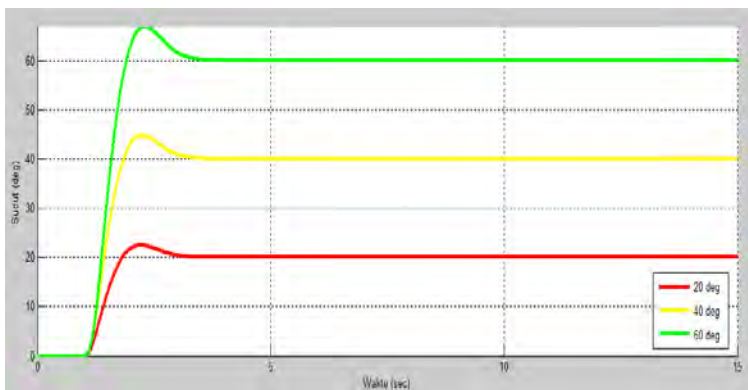
Pergerakan hexacopter untuk pitch menggunakan rumus persamaan pada BAB 2 yaitu persamaan (2.25).  $U_3$  adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller 3 dan propeller 1. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan  $U_2$  menjadi persamaan (2.29).

Sistem kendali pitch berpengaruh terhadap roll dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan sehingga blok diagram dapat disederhanakan menjadi



**Gambar 4.27** Blok Diagram Sistem Kendali Pitch

Sistem kendali pitch merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (gyroscope) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut hexacopter sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional = 8.8, Integral = 0, dan Derivative = 4 didapatkan respon sudut pitch terhadap waktu sebagai berikut:



**Gambar 4.28** Respon Posisi Sudut Pitch Hexacopter terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Pitch Referensi

Dari grafik pitch diatas, dengan input berupa sudut (derajat) dengan 3 variasi sudut  $20^0$ ,  $40^0$ , dan  $60^0$  diperoleh kondisi stabil pada detik ke tiga. Respon untuk sistem pitch dapat ditabelkan sebagai berikut:



**Tabel 4.6** Respon untuk Sistem Pitch

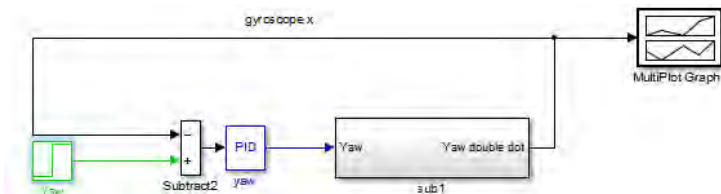
Sudut Roll (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke tiga
20	3,8	0,822	2,904	0,221
40	3,8	0,839	2,425	0,433
60	3,8	0,812	2,417	0,612

Kendali sudut pitch, memiliki kriteria respon settling time kurang dari 3 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari gambar 4.28 respon sudah sesuai dengan kriteria. Grafik respon untuk sudut pitch hexacopter memiliki kesamaan dengan sistem roll. Hal ini dimaklumi karena quadrotor simetris dua sumbu (x dan y), sehingga koefisien-koefisien penyusun persamaan dinamikanya sama. Dan nilai PID controllernya pun identik.

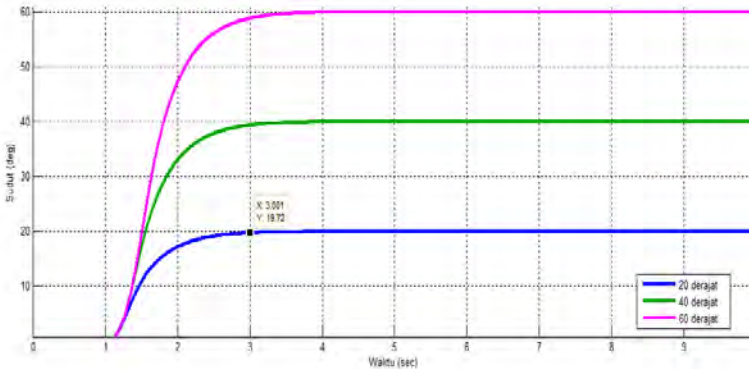
#### 4.6.3.4 Sistem Kendali Yaw

Pergerakan hexacopter untuk yaw mengacu pada persamaan (2.29).  $U_4$  adalah torsi terhadap sumbu z Hexacopter, akibat selisih kecepatan putar keempat propeller. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan  $U_4$  menjadi persamaan (2.30).

Sistem kendali yaw berpengaruh terhadap roll dan pitch, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun dalam simulasi, pengaruh rotasi yaw terhadap roll dan pitch sangat kecil dan bisa diabaikan. Blok diagram untuk sistem yaw dapat dilihat pada Gambar 4.29 berikut.

**Gambar 4.29** Blok Diagram Sederhana Sistem Rotasi Yaw

Sistem kendali yaw merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (*gyroscope*) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut hexacopter sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional 14, Integral 0 dan Derivative 10 didapatkan respon sebagai berikut:



**Gambar 4.30** Respon Posisi Sudut Yaw Hexacopter terhadap Waktu

Kendali sudut yaw memiliki kriteria respon settling time kurang dari 3 detik dan tidak terjadi overshoot baik pada sudut 20, 40, maupun 60°. Berdasarkan gambar 4.30 serta keterangan pada table 4.7 dibawah ini menunjukkan bahwa respon kendali sudut yaw telah sesuai dengan kriteria. Berikut adalah tabel dari respon untuk sistem yaw.

**Tabel 4.7** Respon Kendali Sudut Yaw

Sudut Yaw (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke tiga
30	7.13	0.78	2.521	0,38

#### 4.6.4 Uji Performansi

Dalam uji performansi, penulis membaginya dalam beberapa bahasan diantaranya:

- Membandingkan permodelan pada Solid Work dengan bentuk nyata Hexacopter
- Tes Terbang Hexacopter dan Jarak kendali Hexacopter dengan Remote Control

#### 4.6.4.1 Bentuk Hexacopter

Bentuk pesawat hexacopter yang dibahas adalah massa total dan dimensi. Massa total dari hexacopter adalah 1.5 Kg dengan dimensi motor to motor 550 mm. Tinggi lengan dari landasan 7.5 cm, plat tengah berdiameter 20 cm, dan diameter propeller 9 in dengan panjang pitch 4.7 in. Dalam pembuatannya, desain dari pesawat hexacopter yang telah jadi memiliki sedikit perbedaan jika dibandingkan dengan desain virtual hexacopter menggunakan software Solid Work. Perbedaan tersebut adalah penggunaan kaki pada pesawat hexacopter ditambahi peredam yang terbuat dari spon dengan bentuk melengkung seperti pada Gambar 4.31



**Gambar 4.31** Kaki Peredam Hexacopter

#### 4.6.4.2 Dokumentasi Pengujian

Pengujian terbang hexacopter dilakukan di Sukolilo Surabaya, tepatnya di tanah lapang perumahan SPR (Sukolilo Park Regency) pada tanggal 25 sampai 27 Mei 2015.



**Gambar 4.32** Pengujian Terbang Hexacopter

Selama pengujian terbang hexacopter, dilakukan tuning PID berdasarkan respon hexacopter. Untuk osilasi yang besar, perlu mengubah besaran P hingga osilasi yang muncul masih dalam batas wajar. Untuk steady-state error, misalkan pada kontrol ketinggian menggunakan sonar/barometer, dapat dikurangi nilai errornya dengan memperbesar nilai konstanta Integral-nya. Dan apabila gangguan/*noise* terlalu besar pada sensor barometer, perlu mengubah nilai konstanta Derivative-nya.

Jarak kendali hexacopter yang mampu dijangkau dengan Remote Control Futaba 6J sejauh 1 kilometer (line offset). Namun, pada kenyataannya saat uji terbang Remote Control tidak bisa mengendalikan manuver pesawat dengan baik dengan jangkauan kendali lebih dari 200 meter dengan ketinggian 100 meter. Kondisi lapangan juga sangat berpengaruh terhadap stabilitas terbang hexacopter seperti angin kencang maupun terjadi gerimis.

#### **4.6.5 Perbandingan Nilai PID pada Mission Planner**

Didalam *controller* APM 2.6 terdapat setting PID yang dapat dirubah dengan menggunakan software Mission Planner.

Setelah pesawat beroperasi, besaran tuning PID dapat dicek pada software Mission Planner seperti yang tampak pada Gambar 4.33 dibawah ini.



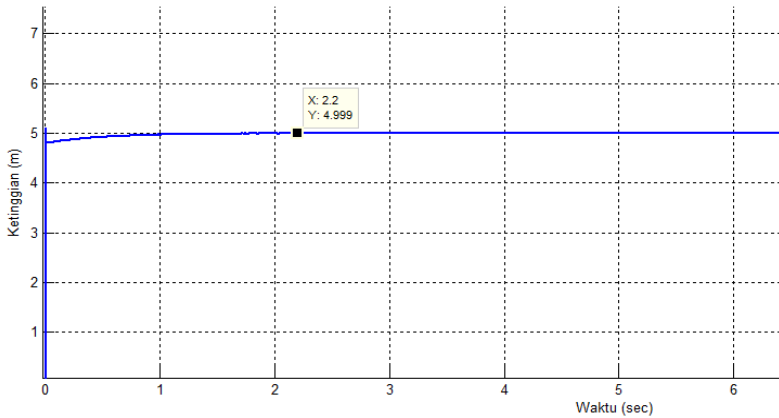
**Gambar 4.33** Tuning PID pada Hexacopter

Dari Gambar 4.33 dapat diambil contoh nilai PID dari proses *throttling* hexacopter yang kemudian disimulasikan dengan blok diagram yang telah dibuat. Kemudian dilakukan optimasi control PID dengan *trial and error* sehingga menghasilkan grafik respon yang lebih baik. Besaran nilai PID tersebut dapat ditabelkan sebagai berikut.

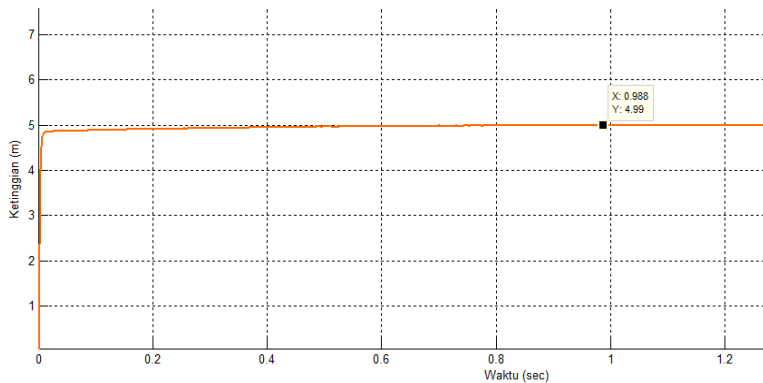
**Tabel 4.8** Perbandingan Nilai PID Tuning dengan *Trial and Error*

Parameter	PID tuning pada Mission Planner	Optimasi dengan prinsip <i>trial and error</i>
P	1.099	1.1
I	2.198	3
D	0	0.001

Hasil simulasi berdasarkan parameter nilai PID tersebut, dapat dilihat pada Gambar 4.34 dan Gambar 4.35 dibawah ini.



**Gambar 4.34** Grafik Simulasi tuning PID pada Mission Planner dengan MATLAB Simulink



**Gambar 4.35** Grafik Simulasi tuning PID trial and error dengan MATLAB Simulink

Dari Gambar 4.34 terjadi *over shoot* sebesar 0,0202 % pada waktu 0.02583 detik kemudian mulai stabil pada waktu 2,2 detik dengan error 0,0001 pada ketinggian referensi 5 meter. Sedangkan pada Gambar 4.35 tidak terjadi *over shoot*. Grafik mulai stabil pada waktu 0,988 detik dengan error 0,001.

Berdasarkan kedua grafik diatas dapat disimpulkan bahwa simulasi dengan trial and error lebih cepat stabil dalam waktu kurang dari satu detik (0,988 detik) dari pada grafik dengan tuning PID yang mulai mencapai kestabilan pada detik ke 2,2. Selain itu hasil PID tuning pada Mission Planner mengalami overshoot sebesar 0,0202%, akan tetapi error yang terjadi lebih baik dari pada hasil *trial and error*.

## BAB V

### KESIMPULAN DAN SARAN

#### 5.1 Kesimpulan

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan, dapat disimpulkan beberapa hal sebagai berikut:

1. Dimensi pesawat *hexacopter* yang telah dibuat adalah 550 x 550 x 160 mm dengan massa 1500 gram.
2. Struktur material untuk bahan Aluminium 6061-T6 pada lengan *hexacopter* dengan gaya *thrust* 8,73 N mengalami *equivalent stress* maksimum 8.6365 MPa dengan deformasi maksimum 0.0731 mm. Sedangkan untuk material acrylic pada plat tengah *hexacopter* mengalami *equivalent stress* maksimum 5.1797 MPa dengan deformasi maksimum  $2.589 \times 10^{-5}$  mm.
3. Dalam simulasi dengan MATLAB *Simulink*, seluruh respon sistem telah sesuai dengan kriteria dengan OS kurang dari 10% dan rise time tidak lebih dari 2 detik.
4. Grafik respon untuk sudut *pitch hexacopter* memiliki kesamaan dengan sistem *roll* karena *hexacopter* simetris dua sumbu (x dan y) dengan nilai  $K_p=8.8$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=4$  menghasilkan respon dengan *settling time* 2.58 detik, *overshoot* 3.8 % dan *error* saat detik ketiga adalah 0.425 (rata-rata). Pada sistem *yaw*  $K_p=15$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=10$  menghasilkan respon dengan *overshoot* 7.13 %, *settling time* 2.521 detik, dan *error* pada detik ketiga sebesar 0,38.

#### 5.2 Saran

Adapun saran yang penulis ajukan demi menyempurnakan tugas akhir ini adalah:

1. Nilai PID dari pergerakan *pitch*, *roll*, dan *yaw* patut dicoba pada pesawat *hexacopter*.
2. Mengurangi bobot *hexacopter*, karena dengan bobot 1500 gram termasuk berat untuk *hexacopter* berukuran sedang, setidaknya memiliki bobot hingga 1000 gram.



3. Menyempurnakan telemetri 2 arah, karena pengamatan jauh (remote sensing) tidak akan berjalan tanpa komponen ini.

## DAFTAR PUSTAKA

- Deutchman, Aaron D. 1975. **Machine Design Theory and Practice**. London: Collier Macmillan Publisher.
- Fogelberg, Johan. 2013. *Navigation and Autonomous Control of a Hexacopter in Indoor Environment*. **International Journal Departement of Automatic Control**.
- Hendriawan, Akhmad dan Prasetyo Utomo. 2012. **Sistem Kontrol Altitude pada UAV Model Quadcopter dengan Metode PID**. Electronic Engineering Polytechnic Institute of Surabaya (EEPIS).
- Lukmana, Muhammad Arifuddin. 2012. **Rancang Bangun Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Empat Baling-baling (Quadrotor-Arducopter)**. Undergraduate Thesis of Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.
- Magnusson, Tobias. 2014. **International Journal of Altitude Control of Hexacopter**.
- Montratama, Ian. 2014. **Komparasi Kekuatan Alutsiste TNI dan 6 Militer Asing Periode 2015-2019**. Indonesia: Institute of Strategic and Defence Studies.
- Nurhadi, Hendro dan Ermawan Supramianto. 2012. **Rancang Bangun dan Analisa Aerodinamis Sayap Autonomous Flying Wing UAV**. Indonesia: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Nurhadi, Hendro. 2007. **Rancang Bangun Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Empat Baling-baling (Quadrotor-Arducopter)**. Indonesia: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Sidea, A.G. 2014. **Journal of Phisics: Conference Series**. 570:052004. Kongens Lyngby, Denmark.

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## Lampiran 1. Spesifikasi Motor, ESC, dan Propeller DJI E300

### Detailed Description

The E series tuned propulsion system is the first power solution of its kind for the multirotor industry. It brings greater aerodynamic efficiency and higher thrust-weight ratio, while increasing reliability, stability and agility.



#### E300 2212 Motor

The industry leaders for multi-rotors, these motors have been used worldwide for years in a variety of scenarios with proven reliability.



#### 15A ESC

This new and improved ESC along with new highly efficient and quick response algorithms, combine to provide drastic optimization of both motor and rotor parameters, all come together to enhance this propulsion system to utilize an agile thrust which gives the aircraft extra maneuverability and stability in wind and during descending. Also feature an electromagnetic compatibility design with a coaxial-cable, which work together to provide a calm electromagnetic environment for the airborne sensors.



#### 9.4x4.3 Propeller

Representing the state of the art in this industry, the 9.4x4.3<sup>+</sup> rotor offers an approx. 20% ~ 25% improvement over the 8.0x4.5<sup>+</sup> rotor without the need of using a heavier motor, making the 350 ~ 450 model quad copter achieve a significantly higher lift and thus more powerful to carry a camera and gimbal setup (FPV). The rotors are carefully balanced dynamically, you will never be bothered by jello effect from your airborne rolling shutter camera. The low inertial design enables your flight controller to use a much higher gain value to achieve a higher stability and maneuverability all at once.

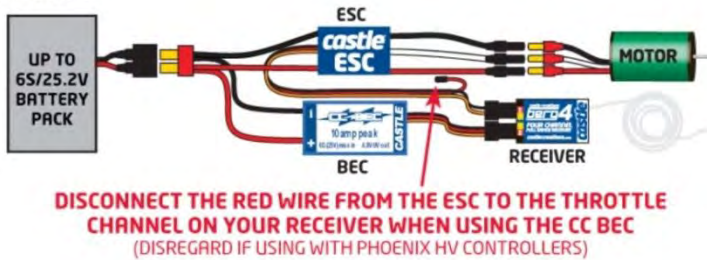


#### Accessories Pack:

- Power Hub
- Screws ( M2.5\*Φ5\*1.3\*1)
- Screws ( M3\*Φ4.9\*6.8)
- Screws ( M3\*Φ5.5\*4.5)
- 2.0mm hexagonal wrench
- Double side tape

## Lampiran 2. Wiring Diagram Hexacopter

Wiring Diagrams



## Lampiran 3. Spesifikasi Macam-macam Type Baterai Lipo

SHENZHEN SUDAN YUANDA MODEL CO., Ltd

Room 805, 8F, Economic Building, Huaqiang Road North, 518053, Shenzhen, China

TEL: (86)755-82796646

FAX: (86)755-82796134

Website: www.777model.com

**Thank you for purchasing MYSTERY Brushless Electronic Speed Controller(ESC).**

High power systems for RC model can be very dangerous and we strongly suggest that you read this manual carefully.

MYSTERY Model have no control over the use, installation, application, or maintenance of these products, thus no liability shall be assumed nor accepted for any damages, losses of costs resulting from the use of this item. Any claims arising from the operating, failure or malfunctioning etc. will be denied. We assume no liability for personal injury, property damage or consequential damages resulting from our product or our workmanship. As far as is legally permitted, the obligation for compensation is limited to the invoice amount of the product in question.

The MYSTERY ESC's high power BEC has been specifically designed for extreme aerobatics and therefore has the capability to support the higher momentary peak demand loads to eliminate the possibility of unwanted shutdowns, and is also capable of supporting continuous simultaneous multiple servo operations typically found in CCPM equipped hardcore 3D E-helicopters.

### Wires Connection:

The speed controller can be connected to the motor by soldering directly or with high quality connectors. Always use new connectors, which should be soldered carefully to the cables and insulated with heat shrink tube. The maximum length of the battery pack wires shall be within 6 inches.

- Solder controller to the motor wires.
- Solder appropriate connectors to the battery wires.
- Insulate all solder connectors with heat shrink tubes.
- Plug the "JR" connector into the receiver throttle channel.
- Controller Red and Black wires connects to battery pack Red and Black wires respectively.



**Specification:**





Type	Conti. Current(A)	Burst Current (A) 10 sec.	Battery cell NiXX/Lipo	Weight (g)	BEC Output	Size (mm) W*L*H	User Program
6A	6A	8A	5-10 NC 1/2-3 Lipo	5	5V / 1A	13 x 21 x 4	yes
8A	8A	10A	5-10 NC 1/2-3 Lipo	8	5V / 1A	21 x 22 x 4	yes
12A	12A	16A	5-10 NC 1/2-3 Lipo	8	5V / 1A	21 x 22 x 4	yes
20A	20A	30A	5-10 NC 1/2-3 Lipo	20	5V / 2A	23 x 33 x 6	yes
30A	30A	40A	5-10 NC 1/2-3 Lipo	25	5V / 3A	23 x 43 x 6	yes
40A SBEC	40A	60A	5-18NC 1/2-6 Lipo	30	5.5V / 4A	23 x 52x 7	yes
50A BEC	50A	70A	5-12NC 1/2-4 Lipo	30	5V / 3A	23 x 52x 7	yes
50A SBEC	50A	70A	5-18NC 1/2-6 Lipo	30	5.5V / 4A	23 x 52x 7	yes
60A SBEC	60A	80A	5-18NC 1/2-6 Lipo	35	5.5V / 4A	23 x 52x 14	yes
70A SBEC	70A	90A	5-18NC 1/2-6 Lipo	40	5.5V / 4A	23 x 52x 14	yes
85A SBEC	85A	100A	5-18NC 1/2-6 Lipo	47	5.5V / 4A	34 x 52x 14	yes
110A SBEC LV	110A	120A	5-18 NC 1/2-6 Lipo	75	5.5V / 4A	34 x 52 x 20	yes
100A OPTO HV	100A	120A	16-32NC 1/5-10Lipo	75		34 x 52 x 20	yes

**Features:**

- ◆ Extremely low internal resistance
- ◆ Super smooth and accurate throttle linearity
- ◆ Safety thermal over-load protection
- ◆ Auto throttle shut down in signal lose situation
- ◆ Supports high RPM motors
- ◆ Power arming protection (prevents the motor from accidentally running when switched ON)
- ◆ New Advanced programming software

## Lampiran 4. Pedoman Rangkaian Elektronik dan Kalibrasi ESC pada Hexacopter

**In the Box**

Motor(Clock-wise rotation)	Motor(Counter clock-wise rotation)	Propeller Pair
		
ESC	Accessories Pack	
	Power Hub, Screws ( M2.5*Φ5*1.3*1 ) , Screws ( M3*Φ4.9*6.8), Screws ( M3*Φ5.5*4.5), Wrench for propeller fix, 2.0mm hexagonal wrench, Double side tape, etc.	

Tools Needed

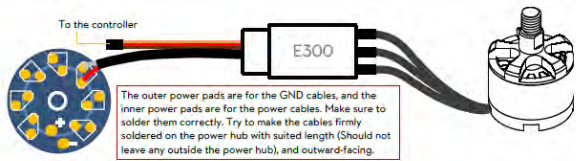
Tool	Function
Electric Soldering Iron & Soldering Tin	Connects the ESCs ' power cables to the power hub.

Soldering the ESC

1. Please solder the ESC to the power pads on the power hub as the figure shows. Make sure the welding spot is firmly attached on the power pads and no short circuit. Do not damage the protector of the red cable to avoid short circuit.

2. Connect the signal cable to your controller.

3. Connect the motor to the ESC. Make sure the rotation direction of each motor is the same as the way of defined rotation direction. If not, switch any of two cables that connecting the motor and the ESC to change its rotation direction.



- ⚠ Make sure there is no short or open circuit.

💡 It is recommended to solder a power connector on the power hub.

Assembling the Propellers

Propeller	Silver nut (9443)	Black nut (9443 R)
Diagram		
Assembly Location	 Motor(Counter clock-wise rotation)	 Motor(Clock-wise rotation)
Fastening/Un-fastening	Lock: Tighten the propeller in this direction.	
Instructions	Unlock: Remove the propeller in this direction.	

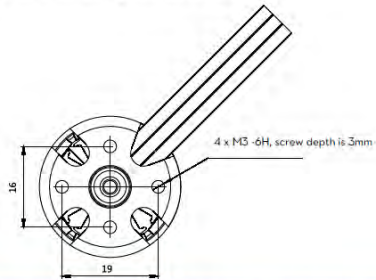
1. Tighten the propellers by following the instructions. Propellers are self tightening during flight.

2. Keep the motor deadlocked in place and remove the propeller according to the instructions.

⚠ DO NOT use any thread locker on the threads.


### Assembling the Motors

Assemble the motor to a frame arm according to the size of the assembly hole.



- (1) The screw hole is M3 with the depth of 3mm. Assemble them with appropriate screws.
- (2) Oversized screw may damage the motor.

### ESC Sound Description

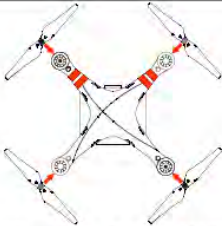
Normal	Description
♪1234567	Ready.
Abnormal	Description
BBBBBB...	Throttle stick is not at bottom.
B-----B-----B...	Input signal is abnormal.
BB---BB---BB---BB...	Input voltage is abnormal
 You can know the working status according to the sound of the ESC.	

### Specifications

Working Temperature	-5°C - 40°C
ESC	
Current	15A OPTO
Signal Frequency	30Hz-450Hz
Voltage	11.1V-14.8V
Battery	3S-4S LiPo
Motor	
Stator Size	22×12mm
KV	920rpm/V
Weight	50g
Propeller	
Diameter / Thread Pitch	24x11cm



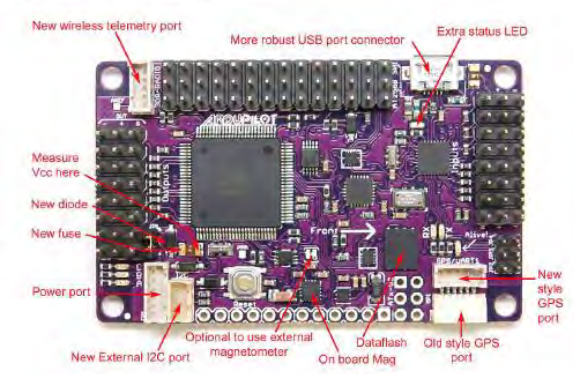
Used Together with DJI Product

Product list and assembly diagram	
DJI F450	
DJI F550	
PHANTOM	
PHANTOM 2 VISION	Used Together with PHANTOM 2 VISION

Lampiran 5. Spesifikasi Controller APM (Ardu Pilot Mega 2.6)

APM 2.6

- APM 2.6 is a revision of the APM that makes use of an external magnetometer (compass).
- The APM 2.6 has no on board compass, and is optimized for vehicles where the compass should be placed as far from power and motor sources as possible to avoid magnetic interference.
- APM 2.6 is designed to be used with the 3DR GPS uBlox LEA-6 with Compass module.
- The GPS/Compass module may be mounted further from noise sources than the APM itself.
- APM 2.6 requires a GPS unit with an on board compass for full autonomy.
- For information on installing a 3DR GPS uBlox LEA-6 with Compass, visit .



Using the APM 2.5/2.6 Enclosure

The APM 2.5/2.6 board is shipped in an enclosure with foam protecting the barometric pressure sensor, as shown here.

## Lampiran 6. Tabel PID Control






×

+

Designing PID Controllers

- Provide the type argument to the launch command pidtool.
- Provide a baseline controller Chase to the launch command pidtool. The PID Tuner designs a controller of the same type as Chase.
- Use the **Type** menu to change controller types after launching the PID Tuner.

type input to pidtool	Entry in Type menu	Controller Type	Continuous-time Controller Formula (parallel form)	Discrete-time Controller Formula (parallel form, Forward Euler integrator formulas)
'p'	P	Proportional only	$K_p$	$K_p$
'i'	I	Integral only	$\frac{K_i}{s}$	$K_i \frac{T_s}{z-1}$
'pi'	PI	Proportional and integral	$K_p + \frac{K_i}{s}$	$K_p + K_i \frac{T_s}{z-1}$
'pd'	PD	Proportional and derivative	$K_p + K_d s$	$K_p + K_d \frac{z-1}{T_s}$
'pid'	PID	Proportional and derivative with first-order filter on derivative term	$K_p + \frac{K_d s}{T_f s + 1}$	$K_p + K_d \frac{1}{T_f + z - 1} \frac{T_s}{z - 1}$
'pid'	PID	Proportional, integral, and derivative	$K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s$	$K_p + K_i \frac{T_s}{z-1} + K_d \frac{z-1}{T_s}$
'pidf'	PIDF	Proportional, integral, and derivative with first-order filter on derivative term	$K_p + \frac{K_i}{s} + \frac{K_d s}{T_f s + 1}$	$K_p + K_i \frac{T_s}{z-1} + K_d \frac{1}{T_f + z - 1} \frac{T_s}{z - 1}$

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## BIOGRAFI PENULIS



Miftah Ilhami, Lahir di Sampang-MADURA pada tanggal 20 November 1992. Penulis merupakan anak kedua dari tiga bersaudara. Ayahnya bernama H.Munif dan Ibunya bernama Hj.Djatimah. Kakaknya bernama Apriyadi dan adiknya bernama Wahyu Liana. ITS Surabaya merupakan pelabuhan yang ditakdirkan Allah SWT pada tahun 2010 untuknya dalam menuntut ilmu di bangku kuliah pada jurusan D3 Teknik Mesin, bidang studi Konversi Energi. Tahun 2013 penulis melanjutkan studi Strata 1 Lintas Jalur di jurusan Teknik Mesin ITS, bidang studi desain control (Manufaktur). Selain kesibukannya sebagai seorang mahasiswa, penulis menjadi santri di ma'had Ukhuwah Islamiah Surabaya. Masa-masa mahasiswa menjadikannya seorang aktivis yang mengikuti banyak organisasi, diantaranya: FORMAS (ketua Umum 2012-2013), HMDM (Kepala Departemen Dalam Negeri 2012-2013), BEM ITS (Staf Kementerian Kesejahteraan Mahasiswa 2011-2012), JMMI(staff Badan Pelayanan Umat 2011-2012), Pemandu KIPAS (Keluarga Inspiratif Pemandu 2011) dll. Di Akademik, penulis aktif menjadi asisten laboratorium Ilmu logam dan Mekatronika sekaligus sebagai pegawai non PNS di ITS dibidang Tenaga Kependidikan (Tendik).

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

# Analisis Dinamika Pesawat UAV Hexacopter dengan Kendali PID

Miftah Ilhami dan Bambang Sampurno

Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia

e-mail: bsampurno1965@gmail.com

**Abstrak**—Kebutuhan NKRI akan teknologi yang aplikatif dan multifungsi pada pengembangan UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) atau pesawat tanpa awak mengalami modernisasi fungsi kearah pertahanan dan keamanan atau hankam, baik sebagai teknologi mata-mata, memonitoring kondisi medan perang maupun posisi musuh. Berkenaan dengan hal tersebut, desain sistem kendali pada UAV atau pesawat nirawak *Hexacopter* sangat penting agar pesawat memiliki kesetabilan yang tinggi atau *high balance* sehingga dapat dikontrol dengan baik.

Pada penelitian ini metodologi yang digunakan adalah mendesain sketsa gambar *hexacopter* yang kemudian di aplikasikan pada *software* permodelan 3D. Setelah itu, melakukan perhitungan gaya-gaya yang berkerja dan dinamika pada *hexacopter*. Kemudian melakukan pemilihan material yang akan di pakai dalam pembuatan *hexacopter* dengan pertimbangan analisa struktur menggunakan metode elemen hingga. Selanjutnya membuat bentuk permodelan simulasi dengan *software simulink* dari *hexacopter*, kemudian membuat konsep sistem kendali PID untuk mengetahui dan mengatur respon yang dihasilkan dari sistem tersebut.

Dari penelitian yang dilakukan diperoleh hasil berupa desain 3D pesawat *hexacopter* dengan panjang *motor to motor* 550 mm, tinggi 25 mm. Analisis struktur material untuk bahan aluminium 6061-T6 pada lengan *hexacopter* dengan gaya *thrust* 8,73 N mengalami *equivalent stress* maksimum 8.6365 MPa dengan deformasi maksimum 0.0731 mm. Sedangkan untuk material acrylic pada plat tengah *hexacopter* mengalami *equivalent stress* maksimum 5.1797 MPa dengan deformasi maksimum  $2.589 \times 10^{-5}$  mm. Grafik respon untuk sudut *pitch hexacopter* memiliki kesamaan dengan sistem *roll*. karena *hexacopter* simetris dua sumbu (x dan y) dengan nilai  $K_p=8.8$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=4$  menghasilkan respon dengan *settling time* 2.58 detik, *overshoot* 3.8 % dan *error* saat detik ke tiga adalah 0.425 (rata-rata). Pada sistem *yaw*  $K_p=15$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=10$  menghasilkan respon dengan *overshoot* 7.13 %, *settling time* 2.521 detik, dan *error* pada detik ke tiga sebesar 0,38.

**Kata Kunci**— *hexacopter*, kontrol PID, metode elemen hingga, *Unmanned Aerial Vehicle*.

## I. PENDAHULUAN

PESAWAT tanpa awak atau yang dikenal dengan UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan teknologi pesawat terbang yang dikendalikan dengan jarak jauh oleh operator dengan menggunakan Remote Control. UAV atas dua jenis, yakni tipe *Fixed-wing* dan *Multi rotary-wing*. UAV jenis *fixed wing* merupakan tipe pesawat bersayap. Pada kedua sisi pesawat terdapat *aileron* yang berfungsi mengarahkan pesawat pada ketinggian tertentu. Selain itu, pada UAV tipe *fixed wing*

terdapat *rudder* dan *elevator* agar pesawat dapat bermanuver dengan baik. Sedangkan UAV jenis *multi rotary* (multi rotor / multi copter) tidak memiliki sayap layaknya pesawat pada umumnya, namun pada setiap lengan pesawat terdapat baling-baling yang berfungsi sebagai pendorong (*Thrust Force*). UAV *multi rotary-wing* sendiri memiliki banyak model ditinjau dari jumlah rotor yang digunakan seperti *tricopter*, *quadcopter*, *hexacopter* dan *octocopter*.

Salah satu manfaat dari UAV adalah untuk pertahanan dan keamanan dalam bidang ALUTSISTA atau Alat Utama Sistem Senjata. Oleh karena itu, penelitian dan pengembangan pesawat UAV sampai saat ini terus mengalami perkembangan. Salah satunya adalah penelitian yang dilakukan oleh [1], membuat suatu rancang bangun *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) empat baling-baling (*quadrotor*) dengan target kestabilan pesawat kurang dari 3 detik. Selain itu, [2] melakukan pengembangan terhadap pesawat empat baling-baling dengan MATLAB simulink untuk mengetahui respon dari pesawat menggunakan sistem kontrol *Altitude* pada UAV dengan metode PID.

Melalui tugas akhir ini dirancang suatu *platform* pesawat UAV jenis *multi rotary-wing*. Tipe pesawat yang akan dirangkai dikembangkan berupa *hexacopter* yang merupakan pesawat berbaling-baling enam. Dalam tugas akhir ini akan dilakukan perancangan 3D, analisis struktur, sistem kendali sampai analisis kesetabilan jelajah. Sasaran yang ingin dicapai adalah terciptanya pesawat *hexacopter* yang memiliki respon dan kesetabilan jelajah yang baik. Sehingga dapat diaplikasikan dalam kegiatan mata-mata, SAR (*Search and Rescue*), penelitian ilmiah, dan kegiatan monitoring lainnya. *Hexacopter* memiliki kualitas *high balance* karena memiliki lebih banyak baling-baling sehingga lebih mampu menjaga kesetabilan saat mengudara dari pada *tricopter* maupun *quadcopter*.

## II. TINJAUAN PUSTAKA

### A. Pengertian dan Perkembangan UAV

UAV merupakan suatu pesawat nirawak atau tanpa awak yang dikendalikan dengan *Remote Control* (RC) maupun Komputer (*Autonomous*). UAV terdiri dari 2 buah tipe pesawat, yaitu *fixed wings* dan *rotary wings*. UAV tipe *fixed wings* memiliki desain yang mirip dengan pesawat terbang dengan *flap* pada kedua lengan pesawat dan *rudder* pada ekornya yang dapat dikendalikan sesuai keinginan. UAV *fixed wing* memiliki kecepatan dan efisiensi energi yang besar,

namun manuverabilitasnya kecil. Sedangkan UAV tipe *rotary wings* lebih mirip dengan helicopter.

### B. Desain Struktur UAV Hexacopter

Desain UAV *hexacopter* harus memenuhi beberapa syarat utama, antara lain: simetri secara axial, ringan, aman serta mudah untuk proses *assembly*. Proses pembuatan desain harus dilakukan sedemikian rupa sehingga komponen-komponen yang akan dipasang simetri sehingga pusat gravitasi tepat berada ditengah. Hal ini penting agar beban baling-baling relatif sama satu sama lain. Material yang dipilih hendaknya kuat namun tidak terlalu berat. Pemilihan material yang keliru akan mengakibatkan daya rotor baling-baling akan semakin berat dan akan membutuhkan tenaga yang besar pula. Baterai dengan kapasitas lebih besar yang tentunya lebih berat akan menjadi masalah tersendiri saat terjadi kesalahan dalam pemilihan material.

### C. Dinamika pada UAV Hexacopter

Dalam kasus pesawat UAV *hexacopter*, untuk mendapatkan torsi total pada pergerakan utama untuk kondisi pitch, roll maupun yaw diperlukan suatu persamaan matematika pada lengan *hexacopter* terhadap pusat gravitasi.

Macam-macam konfigurasi matematis untuk setiap pergerakan roll, pitch, maupun yaw [3]:

#### a. Pergerakan Torsi Roll

Dengan menurunkan kecepatan putaran pada  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$  dan menaikkan kecepatan putaran pada  $\Omega_4, \Omega_5, \Omega_6$ . Pergerakan torsi roll dapat direpresentasikan ke dalam rumus matematis seperti di bawah ini:

$$T_{roll} = bl(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2)) \dots (2.1)$$

#### b. Pergerakan Torsi Pitch

Dengan menurunkan kecepatan putaran pada  $\Omega_1$  dan  $\Omega_6$  dan menaikkan kecepatan putaran pada  $\Omega_3$  dan  $\Omega_4$

$$T_{pitch} = bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \dots (2.2)$$

#### c. Pergerakan Torsi Yaw

Dengan menurunkan kecepatan putaran pada  $\Omega_1, \Omega_3, \Omega_5$  dan menaikkan kecepatan putaran pada  $\Omega_2, \Omega_4, \Omega_6$

$$T_{yaw} = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \dots (2.3)$$

*Equations of motions* pada *hexacopter* terdiri atas *Gyroscopic effect on body*, *Gyroscopic effect on propeller*, *Moment arm*. Sebagai contoh pada rolling moment, efek gyroscopic pada body adalah  $\dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z)$ , efek gyroscopic yang disebabkan oleh propeller adalah  $I_r\dot{\theta}\dot{\Omega}$  dan moment pada lengan adalah  $\sum_{i=1}^n M = I_x \ddot{\phi}$ . Sehingga persamaan diatas dapat menjadi:

$$\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} U_1 \dots (2.4)$$

$$\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} U_1 \dots (2.5)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1 \dots (2.6)$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{I_r}{I_x} \dot{\theta}\dot{\Omega} + \frac{1}{I_x} U_2 \dots (2.7)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi} \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{I_r}{I_y} \dot{\phi}\dot{\Omega} + \frac{1}{I_y} U_3 \dots (2.8)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4 \dots (2.9)$$

Pada sistem ini, *input* sistem  $U_1, U_2, U_3, U_4$  dan  $\Omega$  adalah gangguan, mendapatkan persamaan matematika sebagai berikut:

$$U_1 (thrust) = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6) \dots (2.10)$$

$$U_2 (roll) = b(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + 1/2(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2)) \dots (2.11)$$

$$U_3 (pitch) = b(\sqrt{3})/2((-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \dots (2.12)$$

$$U_4 (yaw) = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \dots (2.13)$$

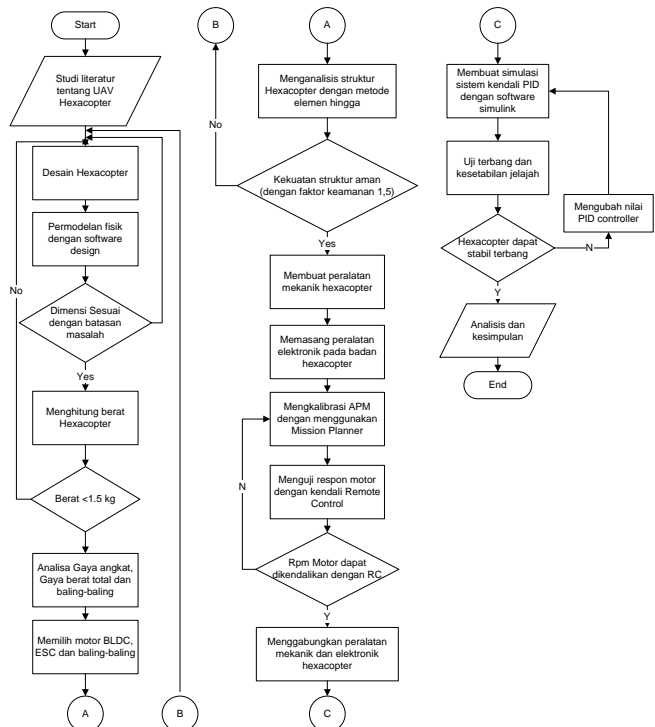
$$\Omega_{total} = \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6 \dots (2.14)$$

## III. METODOLOGI

### A. Alat dan Bahan

Adapun alat-alat yang digunakan dalam penelitian ini adalah AVOMeter, pengisi daya baterai lipo, remote control, dan mission planner. Sedangkan bahan utama yang digunakan yaitu propeller, motor brushless, ESC (*Electronic Speed Control*), APM, dan baterai lipo.

### B. Prosedur Penelitian UAV Hexacopter



Gambar 3.1 Flowchart Prosedur Penelitian

## IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

### A. Hasil Permodelan Hexacopter dengan Solid Work

Berdasarkan sketsa desain yang telah dibuat, diperoleh hexacopter dalam bentuk 3D dengan menggunakan *software* Solid Work 2012. Proses pembuatan desain tersebut dilakukan

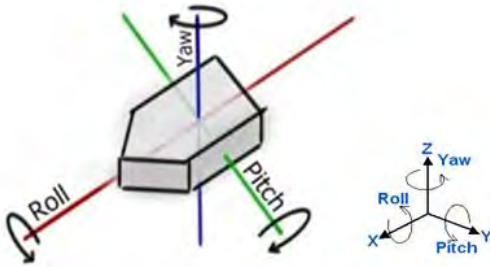
per part seperti *propeller*, motor,udukan motor, yang kemudian di *assembling* sehingga dihasilkan bentuk virtual *hexacopter* seperti pada Gambar 4.1 dibawah ini.



**Gambar 4.1** Pesawat Hexacopter 3D

Dari gambar virtual dengan Solid Work diperoleh beberapa parameter yang dibutuhkan untuk simulasi kestabilan seperti inersia body, inersia rotor, massa, dan dimensi pesawat yang dapat digambarkan pada Tabel 4.1.

Berdasarkan pergerakan *roll*, *pitch*, dan *yaw* dengan referensi sudut x, y, dan z seperti pada Gambar 4.2



**Gambar 4.2** Gerak Roll, Pitch, dan Yaw dengan Referensi Sudut x, y, dan z pada Pesawat Hexacopter

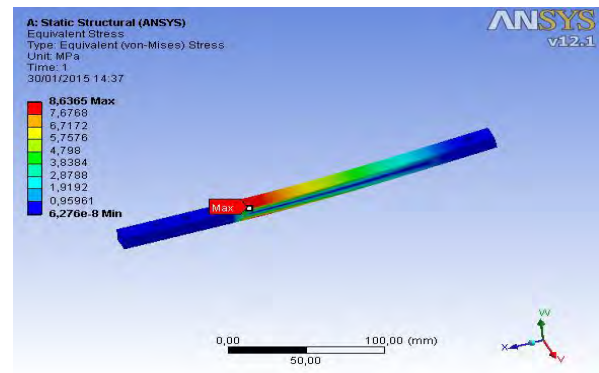
**Tabel 4.1** Hasil Permodelan dengan Software Solid Work

No.	Properties	Nilai	Satuan
1	Massa (m)	1.5	Kg
2	Lengan (l)	0.275	Meter
3	$I_x$	0.022	$\text{Kg.m}^2$
4	$I_y$	0.022	$\text{Kg.m}^2$
5	$I_z$	0.043	$\text{Kg.m}^2$
6	$J_r$	$3.139 \times 10^{-5}$	$\text{Kg.m}^2$

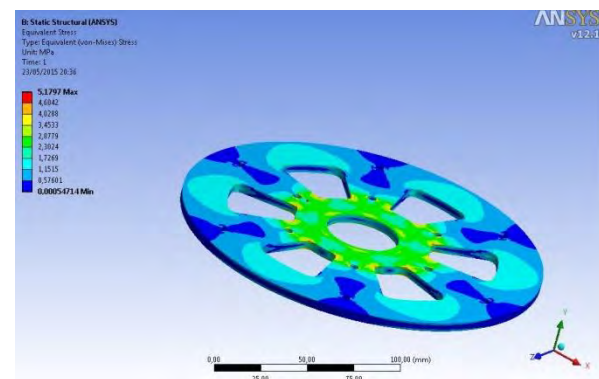
#### B. Hasil Analisis Struktur pada Lengan dan Plat Tengah Hexacopter dengan Metode Elemen Hingga

Part pada lengan dan plat tengah dari desain 3D hexacopter selanjutnya dianalisis dengan metode elemen hingga menggunakan ANSYS sebagai acuan dalam pemilihan material penyusun hexacopter. Dalam analisis ini, load yang terjadi diakibatkan oleh putaran maksimum dari propeller yang berasal dari motor brushless sebesar 8,73 N. Dengan

Faktor Savety (FS) 1,5 dipilihlah material Alumunium 6061-T6 pada keenam lengan hexacopter dan material Acrylic pada plat tengah pesawat hexacopter karena setelah analisis struktur seperti pada Gambar 4.3 dan Gambar 4.4 dihasilkan faktor keamanan dari hasil perhitungan lebih besar dari pada 1,5 sehingga material tersebut memenuhi syarat kekuatan struktur.



**Gambar 4.3** Analisis Struktur Lengan Hexacopter

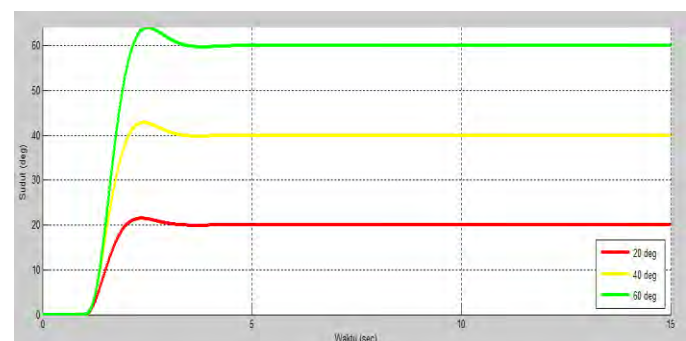


**Gambar 4.4** Analisis Struktur Main Base Hexacopter

#### C. Analisis Simulasi Kestabilan Terbang Hexacopter

##### Sistem Kendali Roll

Sistem kendali roll merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (*gyroscope*) bertujuan untuk mengendalikn posisi sudut hexacopter sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional = 8.8, Integral = 0, dan Derivative = 4 didapatkan respon posisi sudut roll fungsi waktu sebagai berikut:



**Gambar 4.5** Respon Posisi Sudut Roll Hexacopter terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Roll Referensi

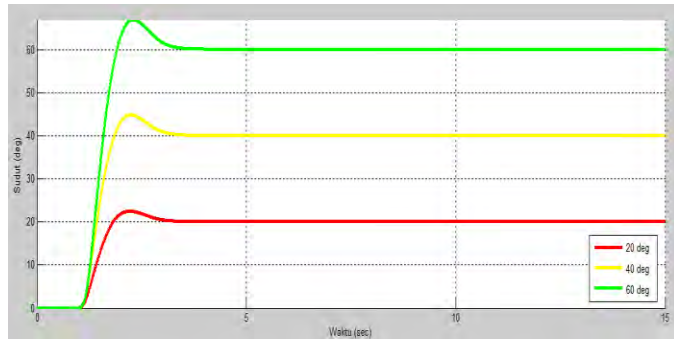


Dari grafik roll diatas, dengan input berupa sudut (derajat) dengan 3 variasi sudut  $20^0$ ,  $40^0$ , dan  $60^0$  diperoleh kondisi stabil pada detik ke tiga.

Untuk kendali sudut roll, memiliki kriteria respon settling time kurang dari 3 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari Gambar 4.5 respon sudah sesuai dengan kriteria. Kendali Integral tidak digunakan karena justru menimbulkan error yang besar pada detik ke 3. Kendali integral menyebabkan sistem melambat untuk *settle* pada sudut referensi. Kendali derivatif lebih dominan dalam mempersingkat *settling time* dan error dibandingkan dengan kendali integral, sehingga kendali integral ini tidak digunakan. Gambar 4.5 menunjukkan adanya overshoot sebesar 2,8% dan settling time sekitar 1,4 detik untuk semua sudut referensi.

### Sistem Kendali Pitch

Sistem kendali pitch merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (gyroscope) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut hexacopter sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional = 8,8, Integral = 0, dan Derivative = 4 didapatkan respon sudut pitch terhadap waktu sebagai berikut:



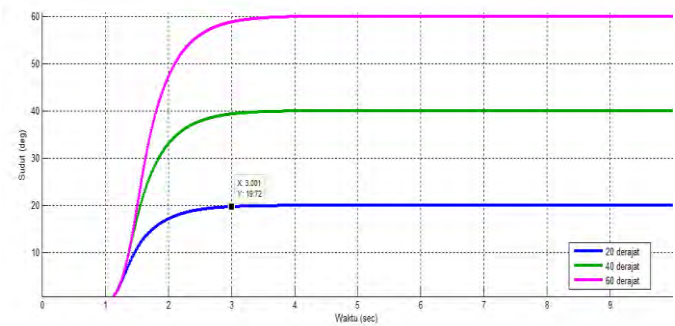
**Gambar 4.6** Respon Posisi Sudut Pitch Hexacopter terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut Pitch Referensi

Dari grafik pitch diatas, dengan input berupa sudut (derajat) dengan 3 variasi sudut  $20^0$ ,  $40^0$ , dan  $60^0$  diperoleh kondisi stabil pada detik ke tiga.

Kendali sudut pitch, memiliki kriteria respon settling time kurang dari 3 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari Gambar 4.6 respon sudah sesuai dengan kriteria. Grafik respon untuk sudut pitch hexacopter memiliki kesamaan dengan sistem roll. Hal ini dimaklumi karena *hexacopter* simetris dua sumbu (x dan y), sehingga koefisien-koefisien penyusun persamaan dinamikanya sama. Dan nilai PID controllernya pun identik.

### Sistem Kendali Yaw

Sistem kendali yaw merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (gyroscope) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut hexacopter sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional 14, Integral 0 dan Derivative 10 didapatkan respon sebagai berikut:

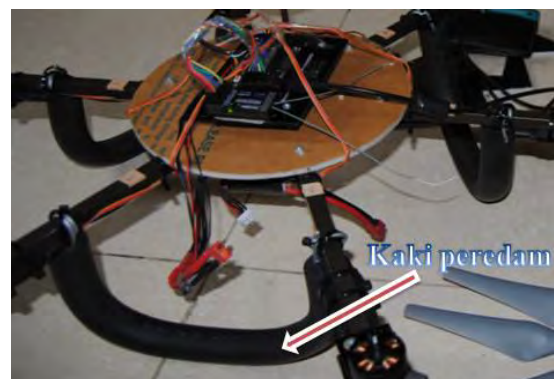


**Gambar 4.7** Respon Posisi Sudut Yaw Hexacopter terhadap Waktu

Kendali sudut yaw memiliki kriteria respon *settling time* kurang dari 3 detik dan tidak terjadi overshoot baik pada sudut 20, 40, maupun  $60^0$ .

### D. Bentuk Hexacopter

Bentuk pesawat *hexacopter* yang dibahas adalah massa total dan dimensi. Massa total dari *hexacopter* adalah 1.5 Kg dengan dimensi motor to motor 550 mm. Tinggi lengan dari landasan 7.5 cm, plat tengah berdiameter 20 cm, dan diameter propeller 9 in dengan panjang pitch 4.7 in. Dalam pembuatannya, desain dari pesawat hexacopter yang telah jadi memiliki sedikit perbedaan jika dibandingkan dengan desain virtual hexacopter menggunakan software Solid Work. Perbedaan tersebut adalah penggunaan kaki pada pesawat hexacopter ditambahi peredam yang terbuat dari spon dengan bentuk melengkung seperti pada Gambar 4.8.



**Gambar 4.8** Kaki Peredam Hexacopter

## V. KESIMPULAN/RINGKASAN

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan, dapat disimpulkan beberapa hal sebagai berikut:

1. Dimensi pesawat hexacopter yang telah dibuat adalah 550 x 550 x 160 mm dengan massa 1500 gram.
2. Struktur material untuk bahan Aluminium 6061-T6 pada lengan hexacopter dengan gaya *thrust* 8,73 N mengalami *equivalent stress* maksimum 8.6365 MPa dengan deformasi maksimum 0.0731 mm. Sedangkan untuk material acrylic pada plat tengah hexacopter mengalami *equivalent stress* maksimum 5.1797 MPa dengan deformasi maksimum  $2.589 \times 10^{-5}$  mm.
3. Dalam simulasi dengan MATLAB *Simulink*, seluruh respon sistem telah sesuai dengan kriteria.

4. Grafik respon untuk sudut pitch hexacopter memiliki kesamaan dengan sistem roll karena hexacopter simetris dua sumbu (x dan y) dengan nilai  $K_p=8.8$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=4$  menghasilkan respon dengan *settling time* 2.58 detik, *overshoot* 3.8 % dan *error* saat detik ketiga adalah 0.425 (rata-rata).
5. Pada sistem yaw  $K_p=15$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=10$  menghasilkan respon dengan *overshoot* 7.13 %, *settling time* 2.521 detik, dan *error* pada detik ketiga sebesar 0,38.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Dr. Ir. Bambang Sampurno MT. selaku dosen pembimbing Tugas Akhir dan Arif Wahjudi ST. MT. PhD. selaku coordinator TA sekaligus co-pembimbing, Ir. Bambang Pramujati M.Sc. Eng, Ph.D selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin sekaligus dosen penguji, dan seluruh dosen teknik mesin ITS Surabaya yang telah memberikan arahan, bahan, dan nasihat mengenai penulisan Tugas Akhir ini, serta kepada Kementerian Pendidikan dan Kebudayaan Direktorat Jenderal Pendidikan Tinggi (DIKTI) yang telah memberi bantuan materi. Tak lupa kedua orang tua tercinta, yang tanpa mengenal lelah selalu membimbing, menasihati, dan mendo'akan yang terbaik.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Lukmana, Muhammad Arifuddin. 2012. "Rancang Bangun *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) Empat Baling-baling (*Quadrotor-Arducopter*).” Undergraduate Thesis of Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.
- [2] Hendriawan, Akhmad dan Prasetyo Utomo. 2012. "Sistem Kontrol Altitude pada UAV Model Quadcopter dengan Metode PID.” Electronic Engineering Polytechnic Institute of Surabaya (EEPIS).
- [3] Fogelberg, Johan. 2013. *Navigation and Autonomous Control of a Hexacopter in Indoor Environment*. "International Journal Departement of Automatic Control."
- [4] Magnusson, Tobias. 2014. "International Journal of Altitude Control of Hexacopter."

# Rancang Bangun Pesawat UAV Hexacopter dengan Kendali PID

Oleh :  
Miftah Ilhami 2113105015

Dosen pembimbing :  
**Dr.Ir. Bambang Sampurno, MT**

Co Pembimbing  
**Arif Wahjudi ST, MT, PhD**

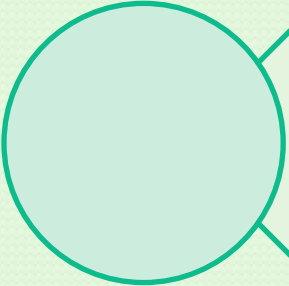
Program Sarjana Lintas Jalur  
Laboratorium Perancangan Pengembangan Produk  
Jurusan Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya  
2015

# Latar Belakang

**Badan Peneliti UAV Indonesia:**  
**BPPT –PUNA (Penerbangan Udara Nir Awak)**  
**LAPAN-LSU (LAPAN Surveillance UAV)**



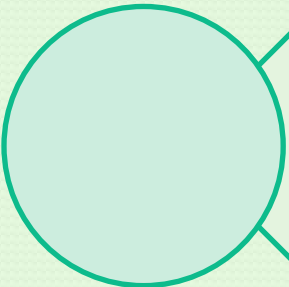
# Rumusan Masalah



Bagaimana membuat permodelan fisik  
hexacopter




Bagaimana menganalisis struktur pada lengan  
dan plat tengah hexacopter dengan metode  
elemen hingga



Bagaimana menganalisis kestabilan jelajah  
(*stabilize*) hexacopter.

# Tujuan

- 
- Menghasilkan permodelan fisik pesawat UAV hexacopter
  - Mendapatkan analisis struktur untuk pemilihan material
  - Memperoleh analisis kestabilan jelajah (*stabilize*) hexacopter dengan kontrol PID



# Batasan Masalah

- IMU, kompas dan GPS terintegrasi dalam ardupilot mega.
- *Hexacopter* dikendalikan dengan *remote control*.
- Stabil terhadap gangguan dari luar dengan waktu tunak kurang dari 3 detik.
- Kemampuan angkut maksimum 1000 gram.
- Dalam analisis struktur, *hexacopter* hanya mengalami gaya statis.
- Dalam analisis struktur, faktor keamanan 1,5 dengan kriteria kegagalan *von-mises*.
- Dalam simulasi, titik berat benda tepat berada ditengah.
- Tidak membahas pengolahan citra (hanya instrumentasi sistem kamera saja)

# DASAR TEORI & TINJAUAN PUSTAKA

## Jenis Unmanned Vehicle



FIXED  
WINGS

ROTARY  
WINGS

BICOPTER

TRICOPTER

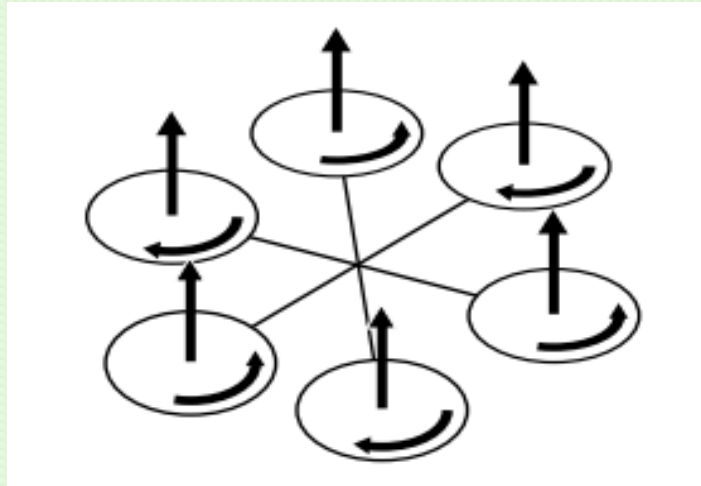
QUADCOPTER

HEXACOPTER

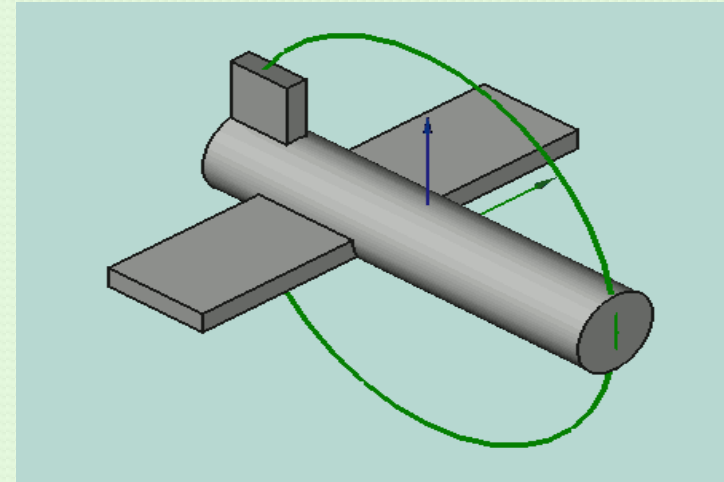




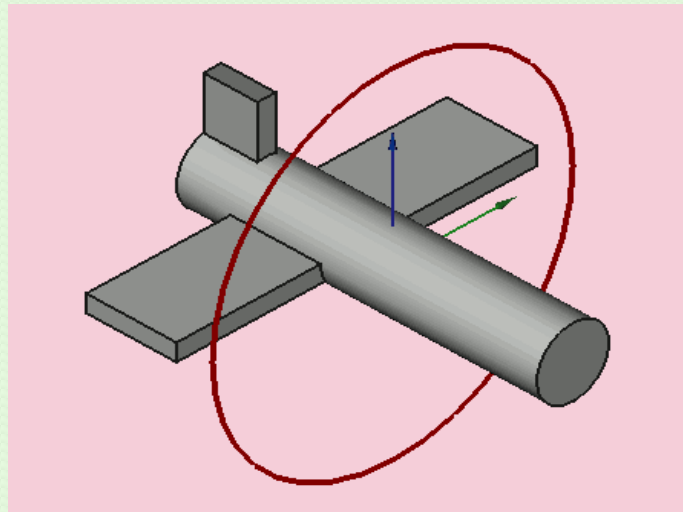
# Pergerakan Utama Hexacopter



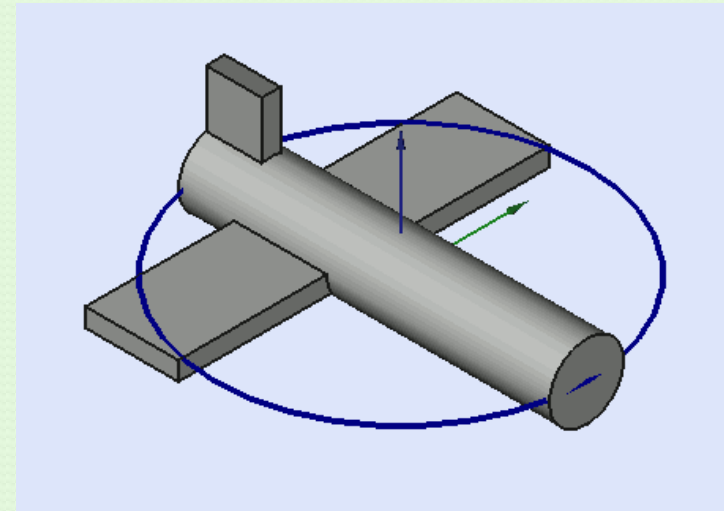
HOVERING



PITCHING



ROLLING



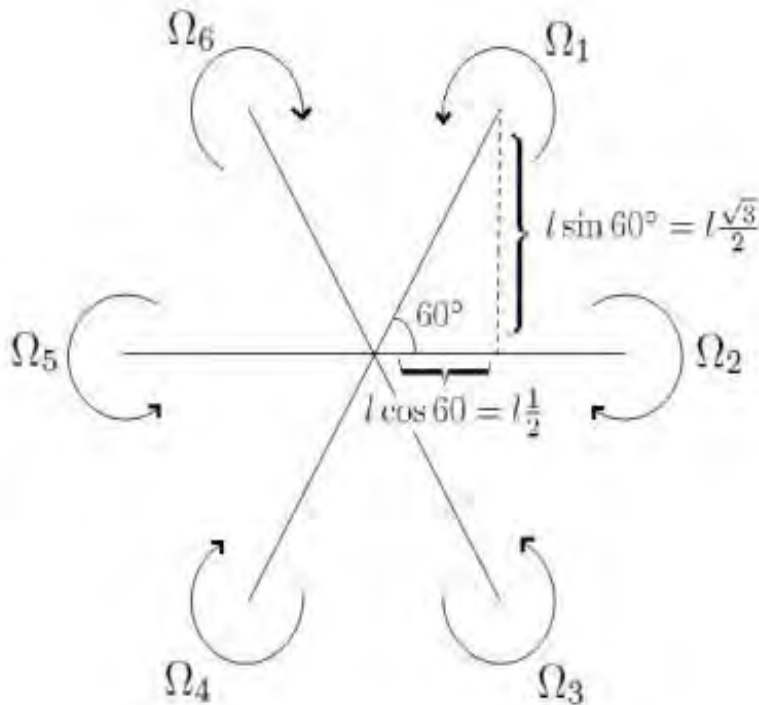
YAWING

# Gaya-gaya yang Bekerja pada Hexacopter

Arah	Kecepatan Motor Meninngkat	Kecepatan Motor Menurun
Up	$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6$	-
Down	-	$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6$
Left	$\omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6$	$\omega_1, \omega_2$
Right	$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_6$	$\omega_4, \omega_5$
Forward	$\omega_1, \omega_5, \omega_6$	$\omega_2, \omega_3, \omega_4$
Backward	$\omega_2, \omega_3, \omega_4$	$\omega_1, \omega_5, \omega_6$

Dimana: T adalah Torsi, F adalah Gaya angkat, dan  $\omega$  atau  $\Omega$  adalah kec.angular

# Dinamika Hexacopter



Simbol	Definisi
$\Phi$	Sudut roll
$\theta$	Sudut pitch
$\Psi$	Sudut yaw
$\Omega$	Kecepatan rotor
$I_{x,y,z}$	Inersia body
$J_r$	Inersia rotor
$\tau_a$	Torsi pada airframe body
$b$	Faktor dorong (thrust)
$d$	Faktor hambatan udara (drag)
$l$	Panjang lengan

# Dinamika Hexacopter

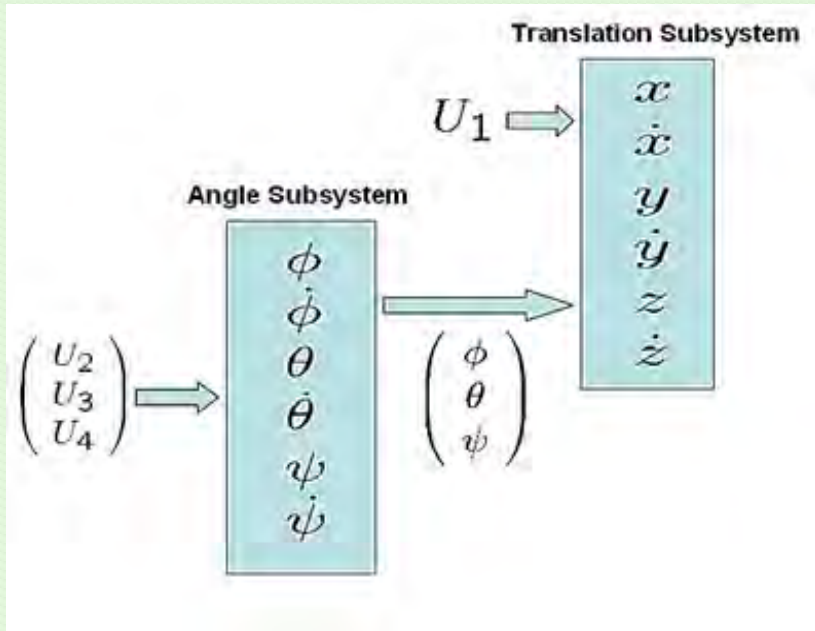
$$T_{roll} = bl(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2))$$

$$T_{pitch} = bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2)$$

$$T_{yaw} = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2)$$

# Sistem Kendali pada UAV Hexacopter

Menurut (Sidea, 2014) dan (Bouabdallah, 2008) diperoleh pers. Matematik dengan input  $U_1$ ,  $U_2$ ,  $U_3$ , dan  $U_4$  (asumsi alt.hold dan eksternal force diabaikan)



$$U_1 \text{ (thrust)} = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2)$$

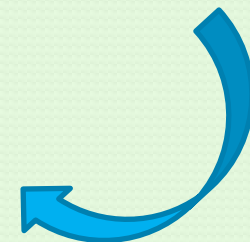
$$U_2 \text{ (roll)} = b(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + 1/2(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2))$$

$$U_3 \text{ (pitch)} = b(\sqrt{3})/2((- \Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2))$$

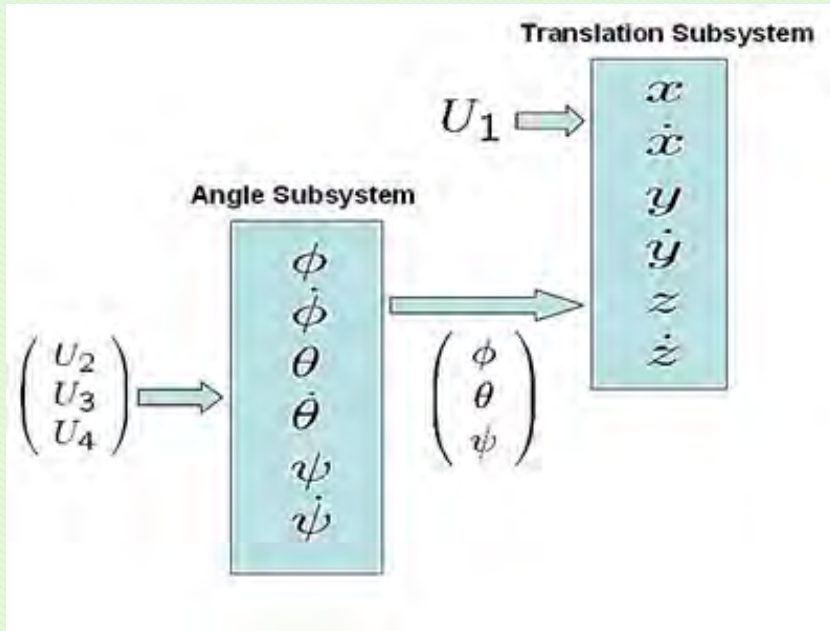
$$U_4 \text{ (yaw)} = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2)$$

$$\Omega_{total} = \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6$$

Dimana :  
 $U_1$  = sistem translasi yang berupa gaya thrust  
 $U_2$  = sistem rotasi yang berupa gaya Roll  
 $U_3$  = sistem rotasi yang berupa gaya pitch  
 $U_4$  = sistem rotasi yang berupa gaya yaw



# Sistem Kendali pada UAV Hexacopter



Dari persamaan (Sidea,2014) dan (Bouabdallah, 2008) diperoleh:

$$\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} U_1$$

$$\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} U_1$$

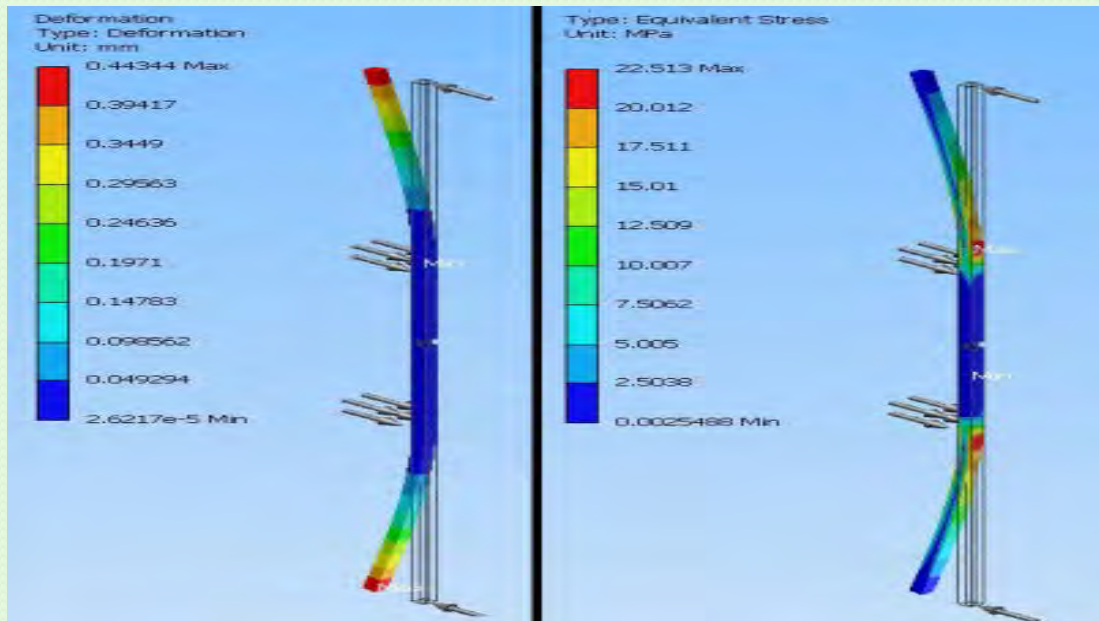
$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$$

$$\ddot{\phi}_{roll} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{l}{I_x} U_2$$

$$\ddot{\theta}_{pitch} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega + \frac{l}{I_y} U_3$$

$$\ddot{\psi}_{yaw} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4$$

# Analisis Struktur dengan Metode Elemen Hingga



**Dimensi**

**Jenis  
Material**

**Yield Point**

**Faktor  
keamanan**

# Penelitian Terdahulu

Lukmana MA (2009)

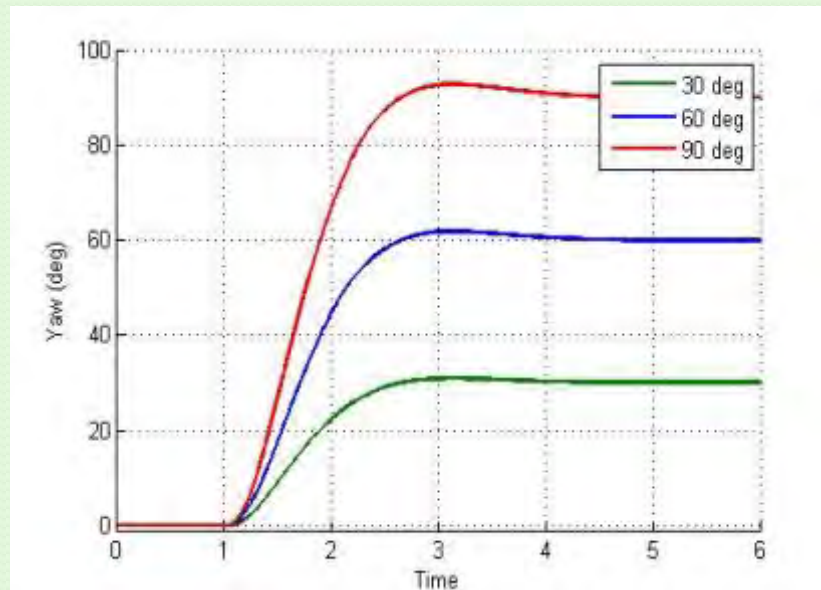
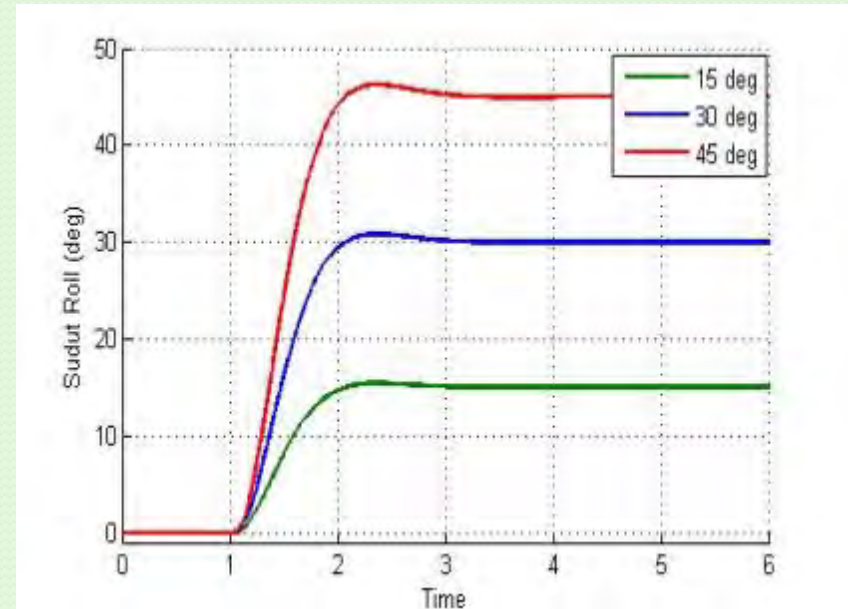
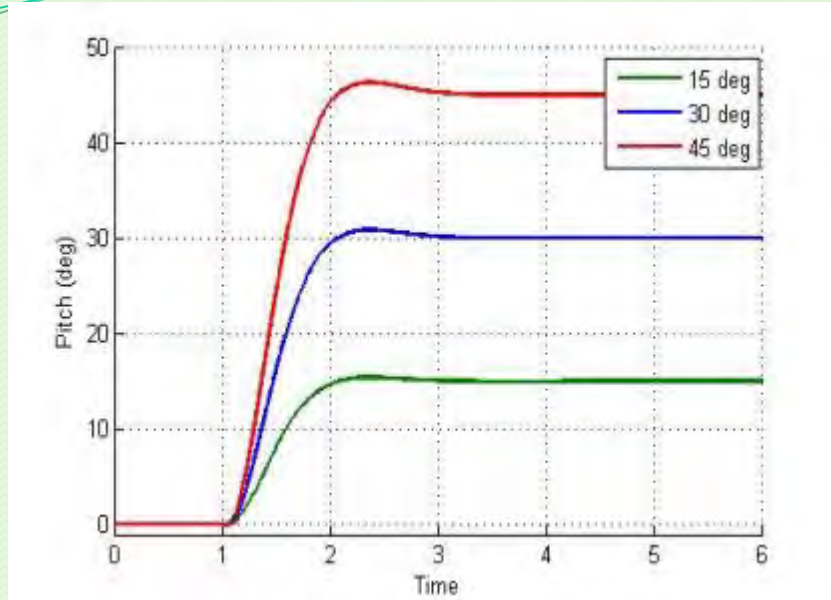
- *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* empat baling-baling (*Quadrotor*)

**Hasil eksperimen yang telah dilakukan oleh penulis adalah sbb:**

	Kp	Ki	Kd	Ts(sec)	OS(%)	Error(%)
Pitch	8.5	0	4	1.419	2.8	0.603
Roll	8.5	0	4	1.419	2.8	0.603
Yaw	14	0	10	2.327	1.03	0.49



# Grafik Hasil Simulasi Lukmana (Pitch, Roll dan Yaw)



# Penelitian Terdahulu

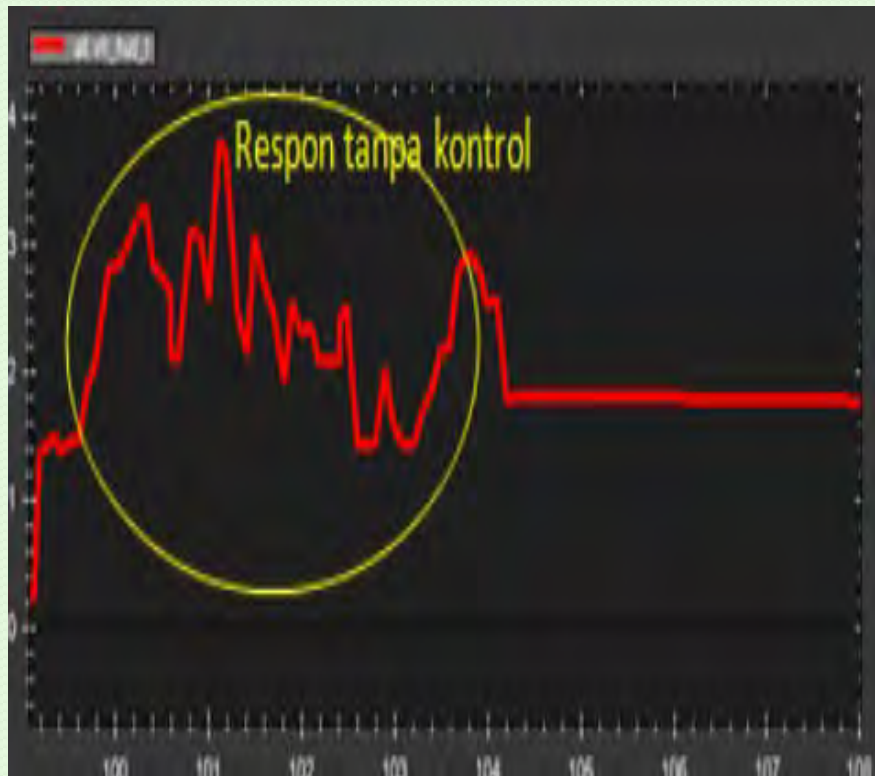
Hendriawan dkk(2012)

Sistem kontrol *Altitude* pada UAV model Quadcopter dengan metode PID.

Pada pengujian altitude ini dilakukan pengujian dengan metode *altitude hold*, dimana *quadcopter* harus dapat terbang dan mempertahankan ketinggian pada jarak tertentu. Dalam mode ini sensor sonar EZ1 menjadi acuan utama dalam system kontrol, system control altitude menggunakan control PID

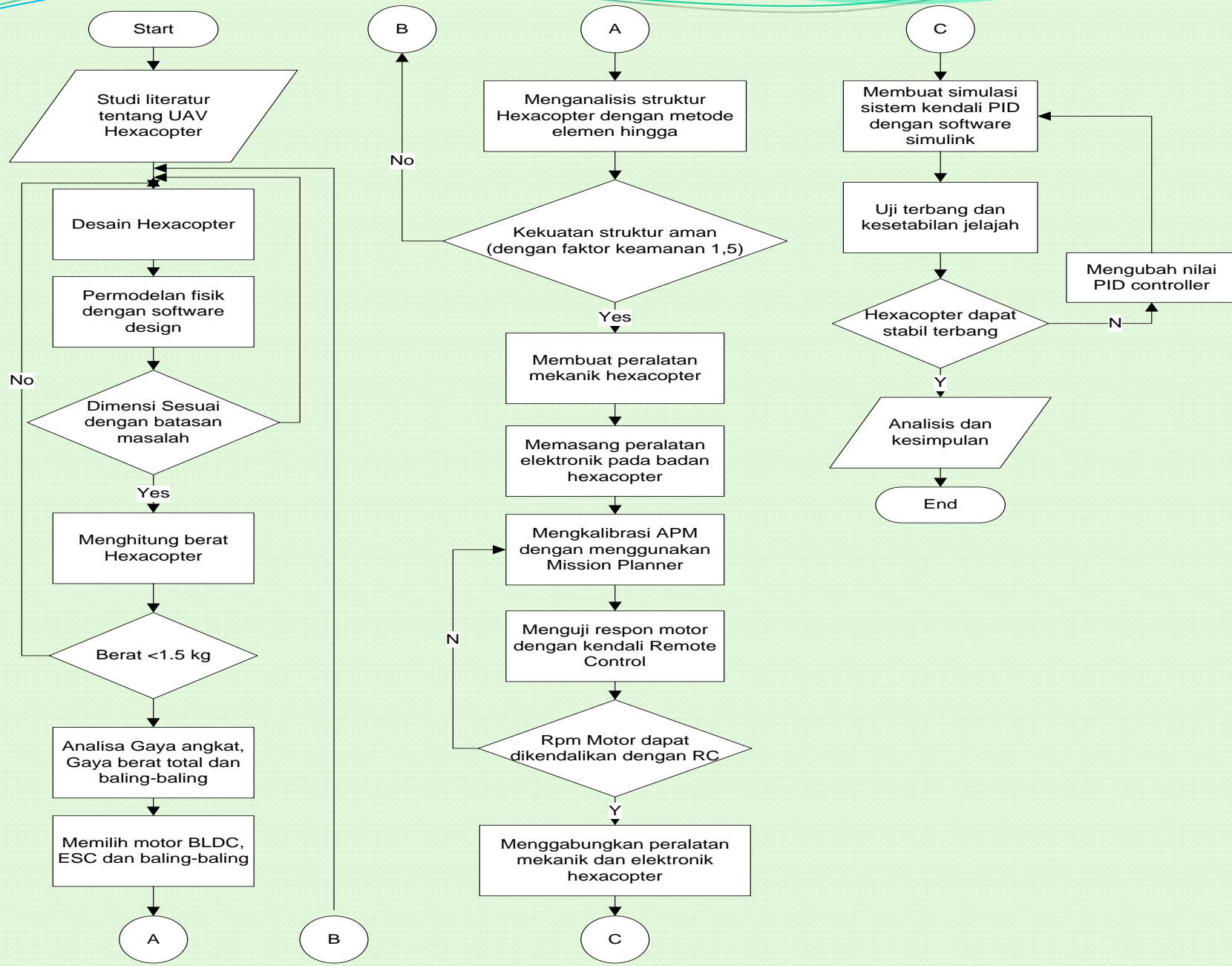
**Hasil penelitian** berupa eksperimen yang telah dilakukan, dapat diketahui bahwa kontrol dapat bekerja dengan baik pada nilai  $K_p=0.45$ ,  $K_i=0.001$  dan  $K_d=0.025$ .

# Hasil Simulasi Hendriawan (Altitude)

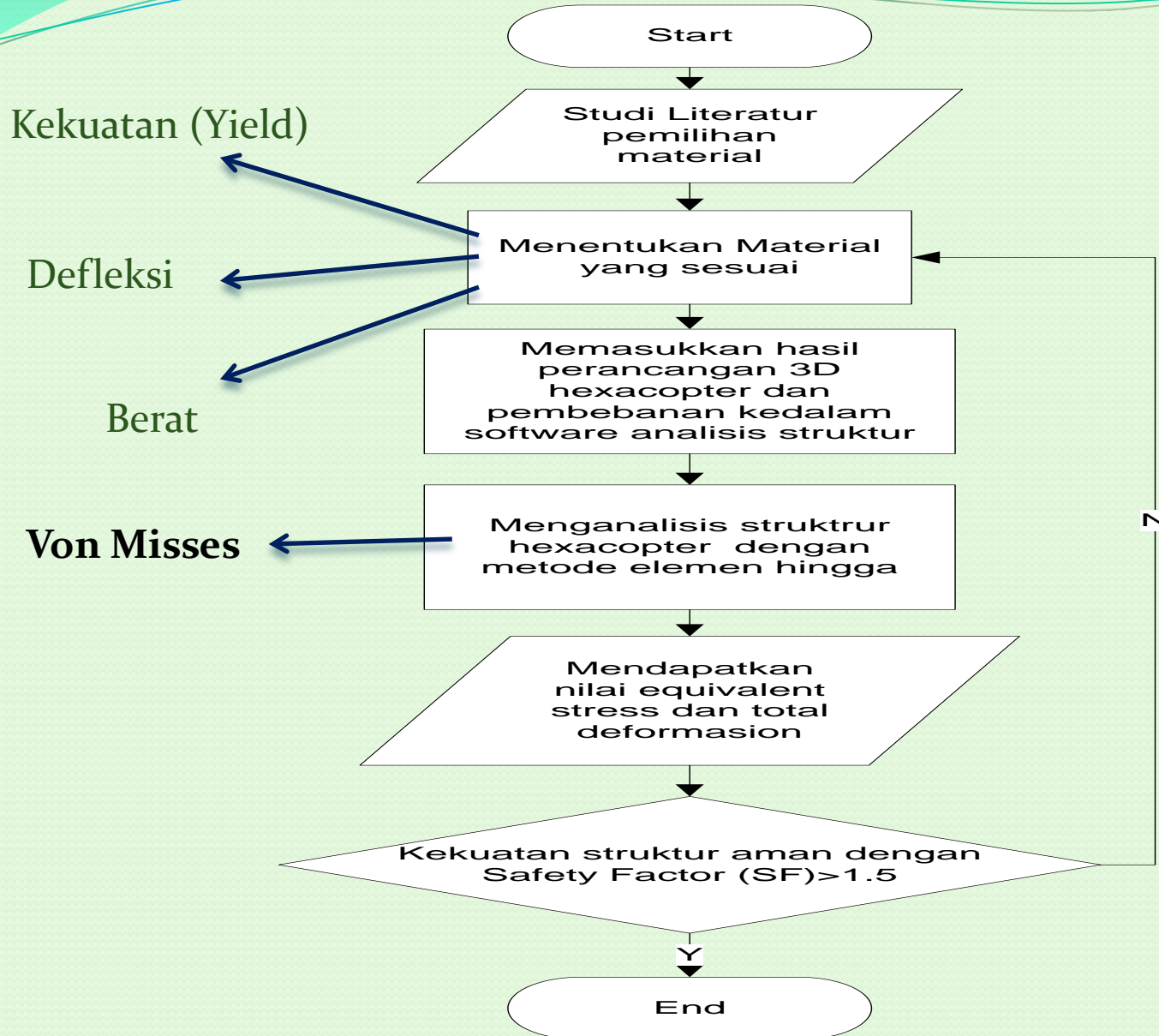


# Diagram Alir (Flow Chart) Tahapan Pengerjaan Hexacopter

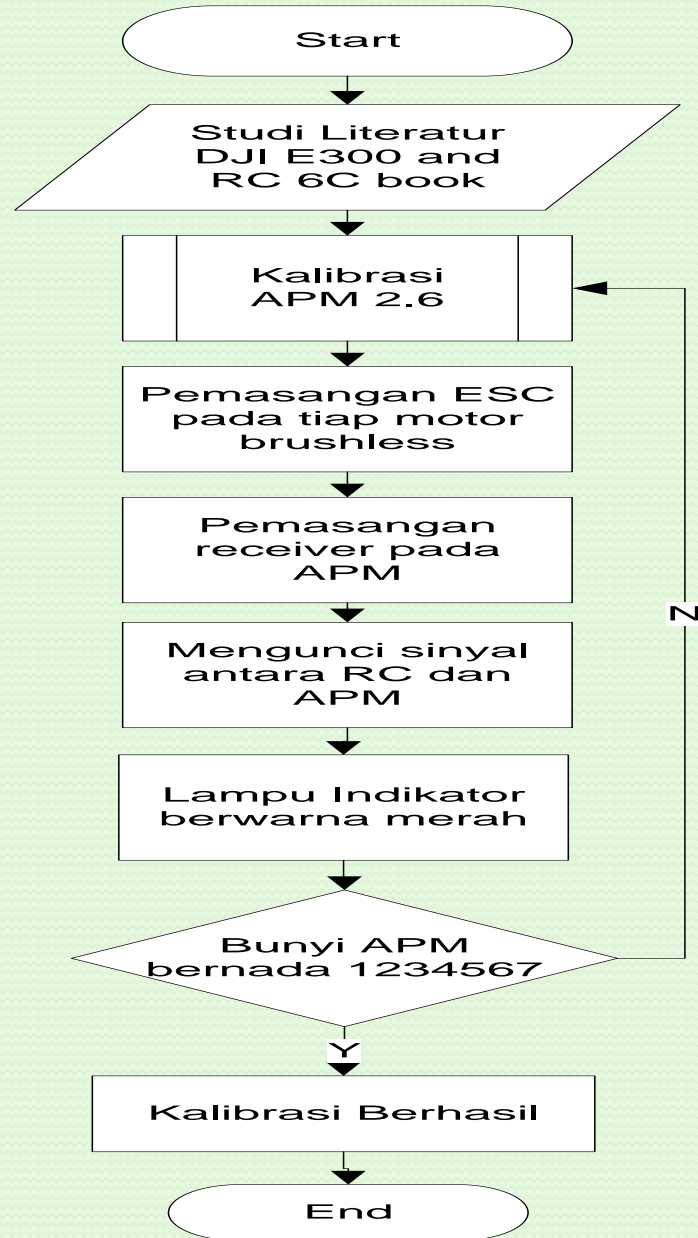
## METODOLOGI

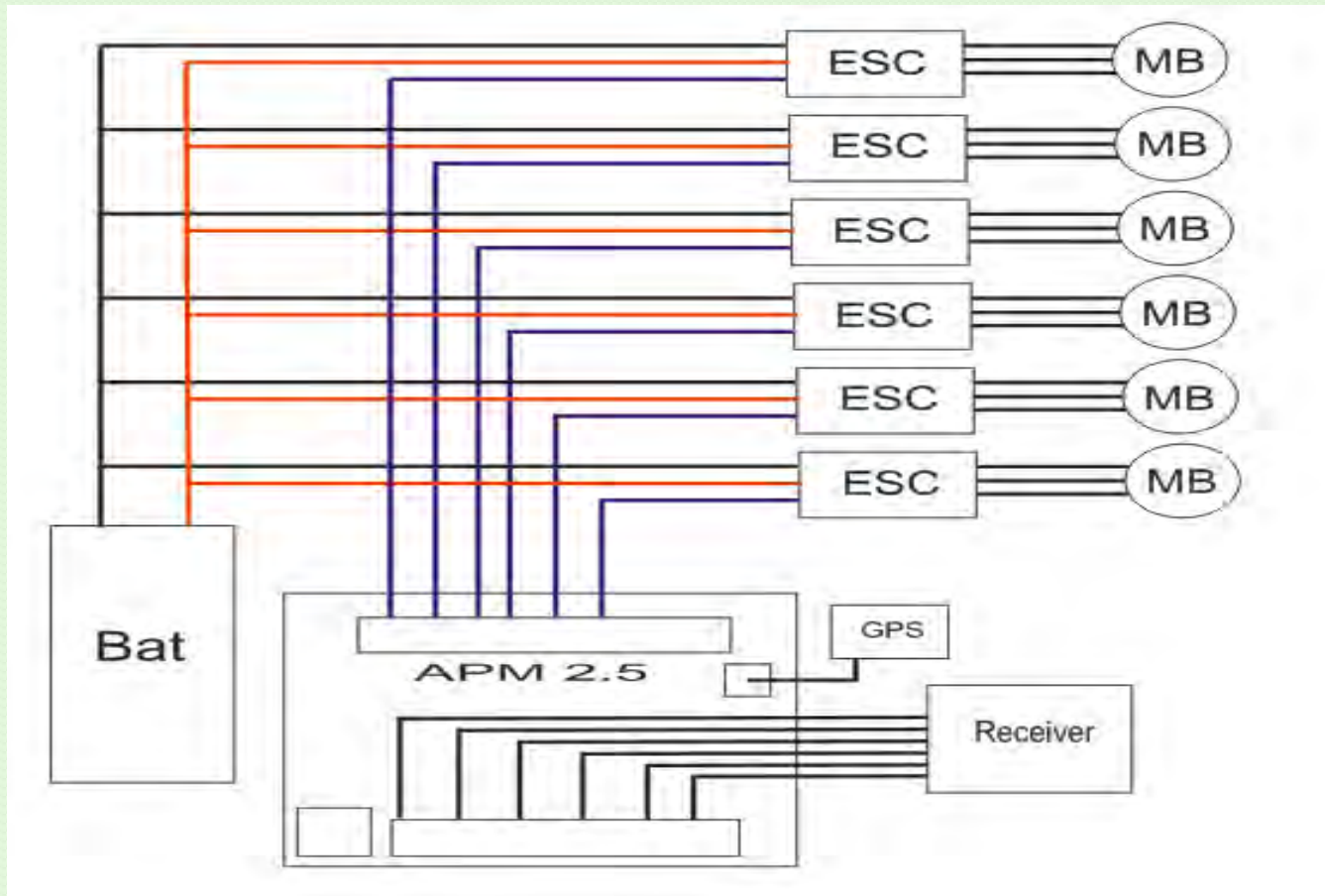


# Diagram Alir Analisis Struktur Pemilihan Material pada Hexacopter



# Diagram Alir Kalibrasi Kontrol Kecepatan (Electronic Speed Control/ESC)





Wiring Diagram pada APM UAV hexacopter



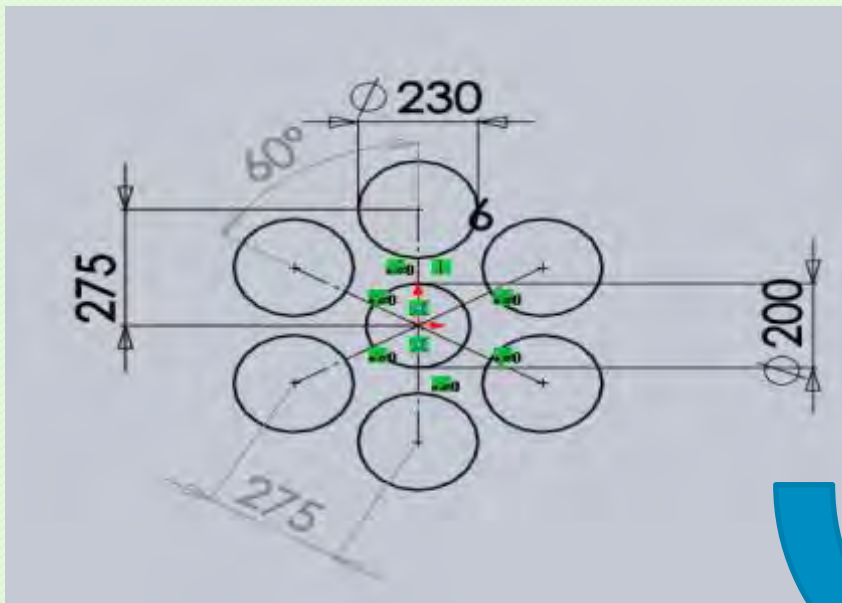


Gambar Konsep sistem pada UAV Hexacopter

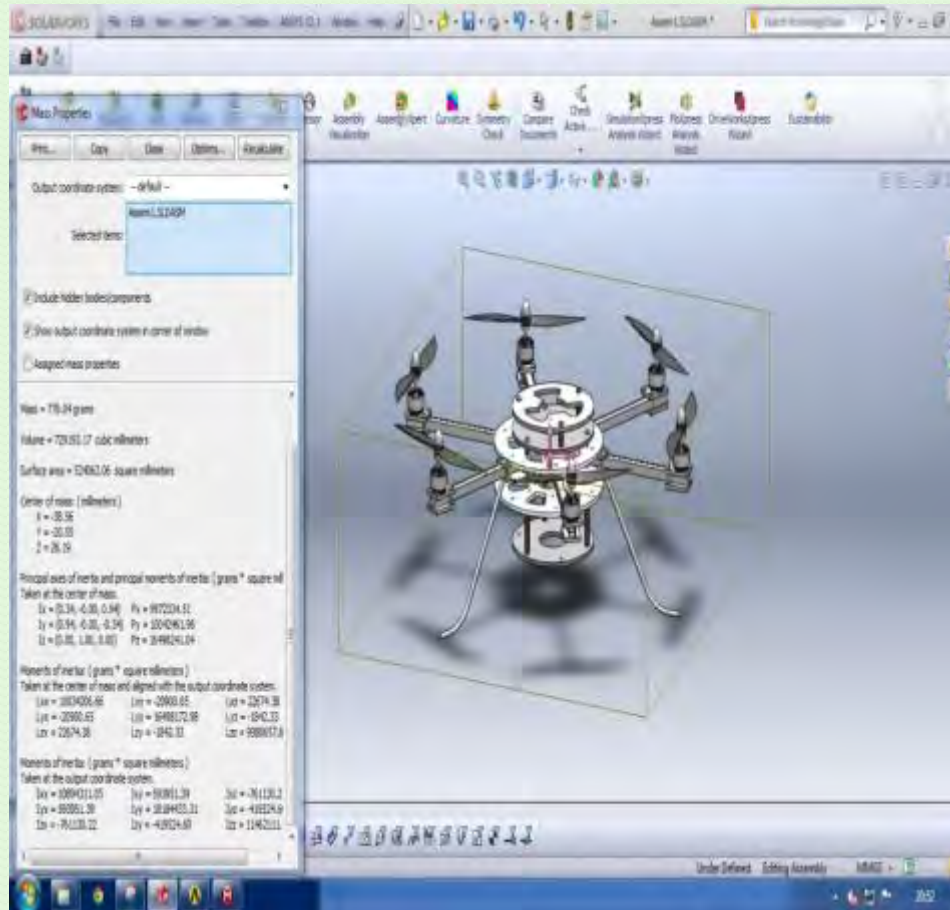


# HASIL DAN PEMBAHASAN

## Hasil Perancangan Hexacopter dengan Solid Work



# Hasil Perancangan Hexacopter dengan Solid Work (2)



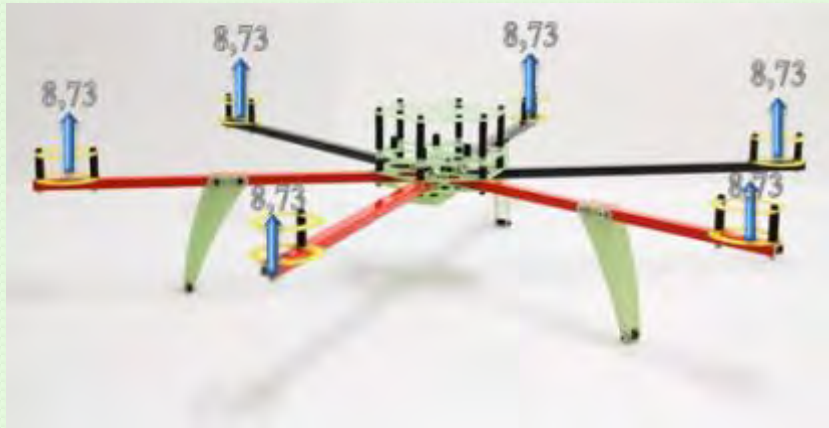
No	Propertie s	Nilai	Satuan
1	Massa (m)	1.5	Kg
2	Lengan (l)	0.275	Meter
3	Ix	0.022	Kg.m <sup>2</sup>
4	Iy	0.022	Kg.m <sup>2</sup>
5	Iz	0.043	Kg.m <sup>2</sup>
6	Jr	3.139x10 <sup>-5</sup>	Kg.m <sup>2</sup>

# Simulasi Struktur dengan Metode Elemen Hingga

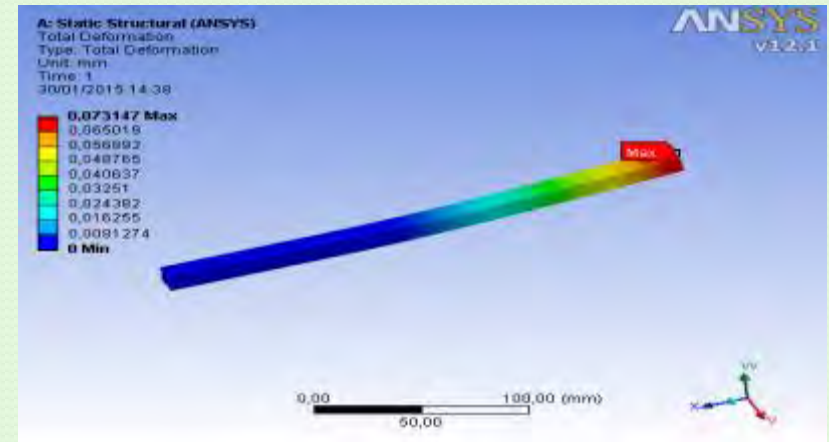
## Daftar Material Penyusun Kerangka Hexacopter

No	Nama Material	Massa Jenis (Kg/m <sup>3</sup> )	Kekuatan Yield (MPa)
1	Alumunium 6061-T6	2710	241
2	Acrylic	1180	69
3	Baja (Mur-Baut-Ring)	7860	640 (JIS)
4	Nylon	1150	-

# Analisis Struktur pada Lengan Hexacopter



Material Lengan: Alumunium 6061-T6  
Massa Jenis: 2710 Kg/m; Yield: 241 MPa



Vektor displacement pada lengan hexacopter, bernilai maksimum 0,07 mm

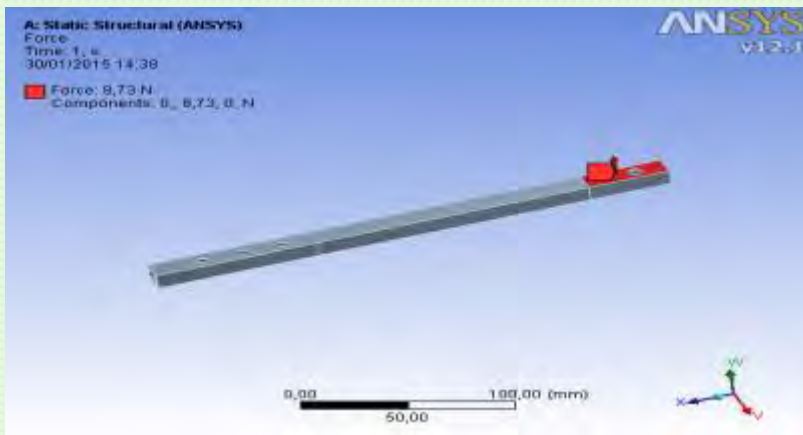
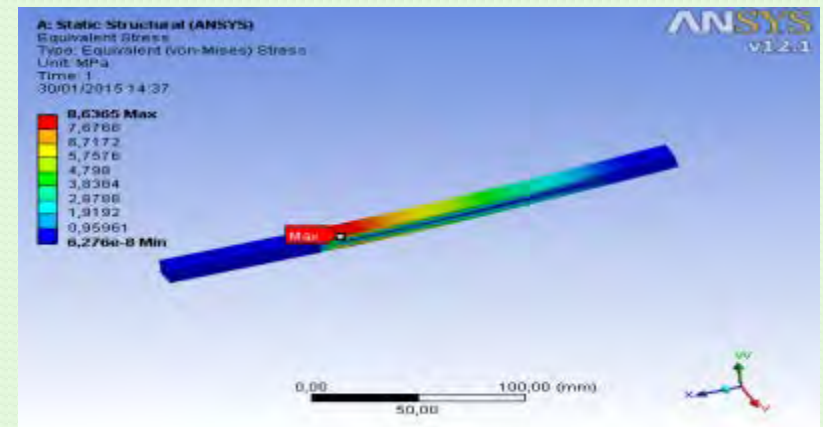
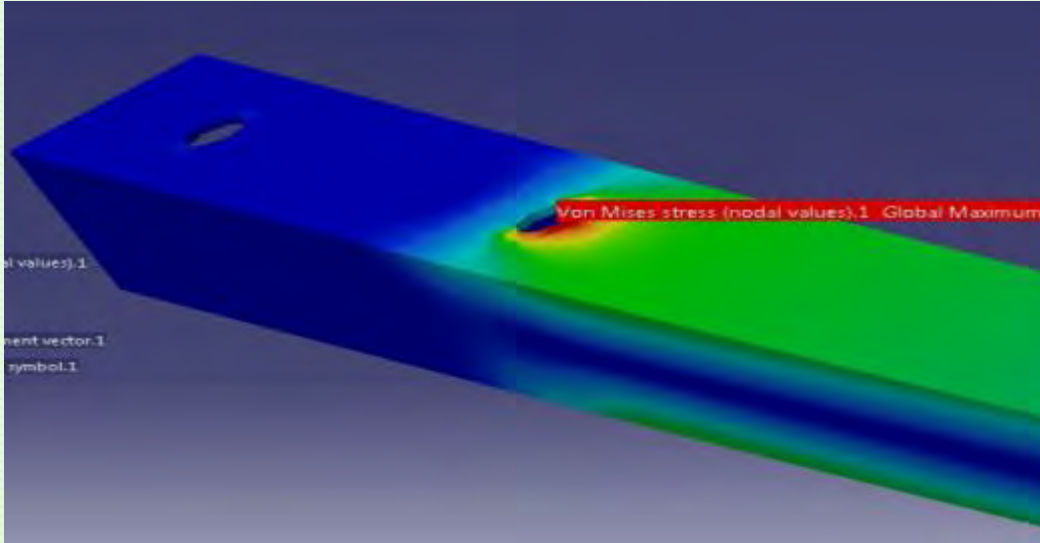


Diagram benda bebas untuk simulasi struktur lengan hexacopter



*Equivalent Stress* terbesar bernilai 8.636 MPa

# Struktur Lengan Hexacopter



$$FS = \frac{\text{Yield Strength}}{\text{Tegangan von mises}}$$

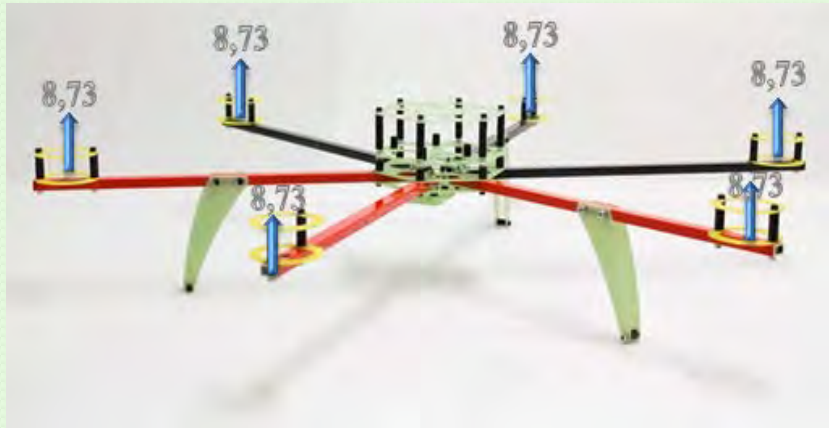
$$FS = \frac{241 \text{ MPa}}{8.636 \text{ MPa}} = 27.9$$

Tegangan Ekuivalen (Von Mises) sebesar 8,636 MPa

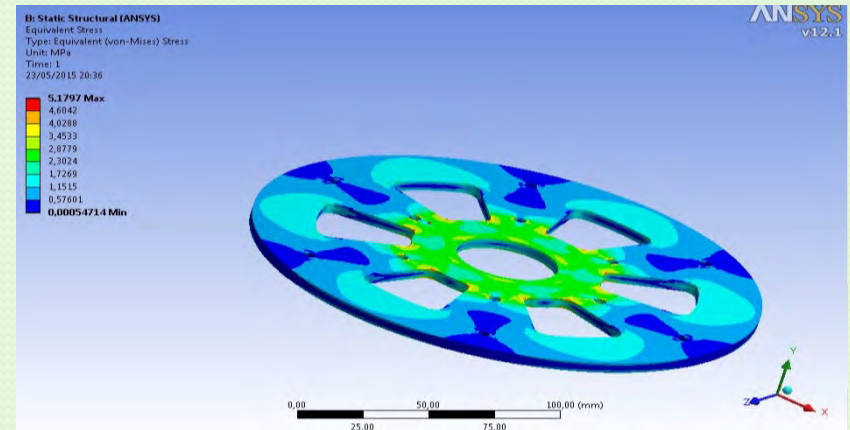
∴ Karena  $FS > 1,5$  Maka bahan aluminium 6061-T6 telah memenuhi syarat kekuatan struktur



# Analisis Struktur pada Plat Tengah



Material Plat Tengah: Acrylic  
Massa jenis 1180 Kg/m<sup>3</sup>; Yield 69 MPa



Vektor displacement akibat pembebanan pada plat, maksimum bernilai 1,24 mm

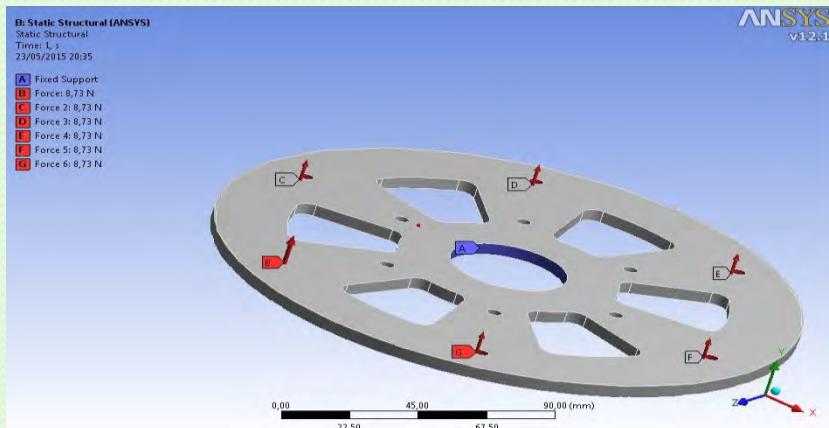
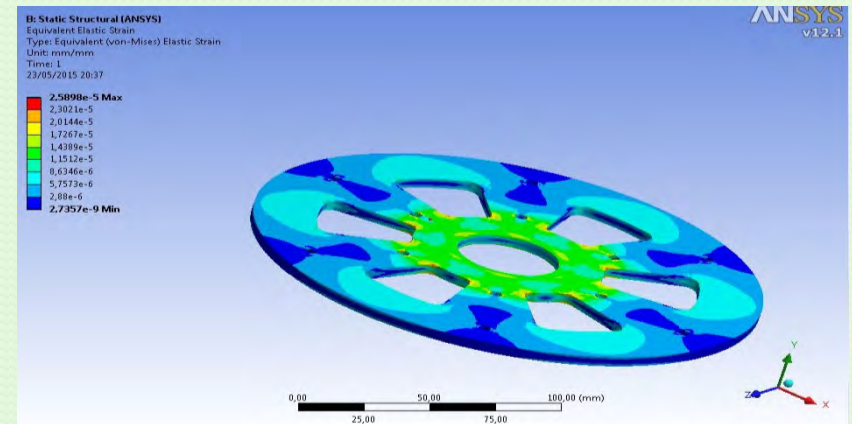
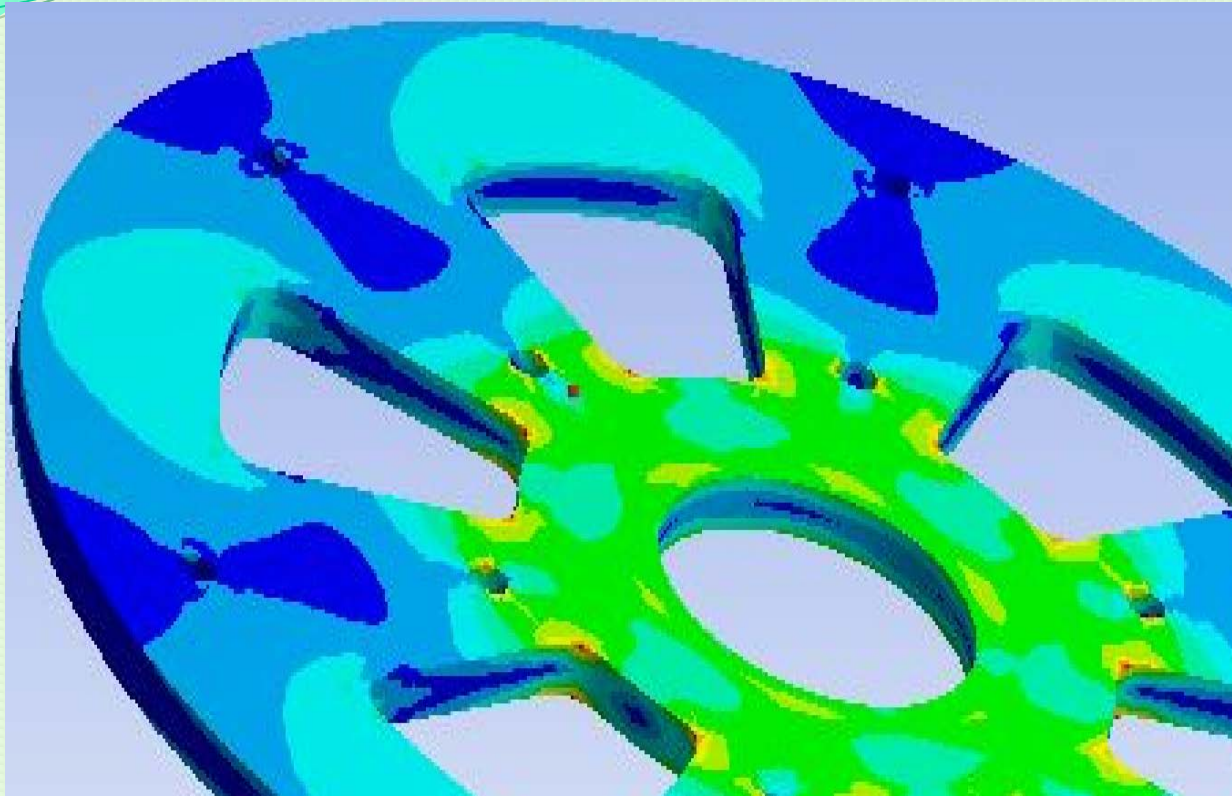


Diagram benda bebas plat



Nodal contour untuk tegangan ekuivalen von mises pada plat, nilai maksimum 19,15 MPa

# Struktur Plat Tengah Hexacopter



$$FS = \frac{\text{Yield Strength}}{\text{Tegangan von mises}}$$

$$FS = \frac{69 \text{ MPa}}{5.1797 \text{ MPa}} = 13.321$$

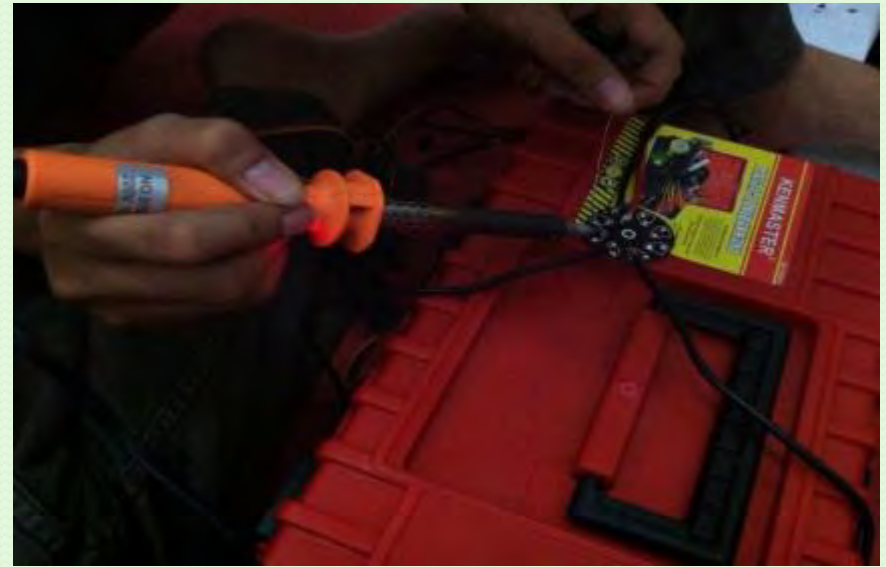
Tegangan Ekuivalen (Von Mises) sebesar 8,636 MPa

∴ Karena nilai faktor keamanan  $3,06 > 1,5$ . Maka bahan acrylic sudah memenuhi syarat kekuatan struktur

# Proses Manufaktur Hexacopter



Pembuatan Frame Hexacopter



Penyolderan Distribution Board



# Proses Manufaktur Hexacopter (2)



Pemasangan Komponen Elektronik



Bentuk Akhir Hexacopter

# Pengaturan Perangkat Lunak

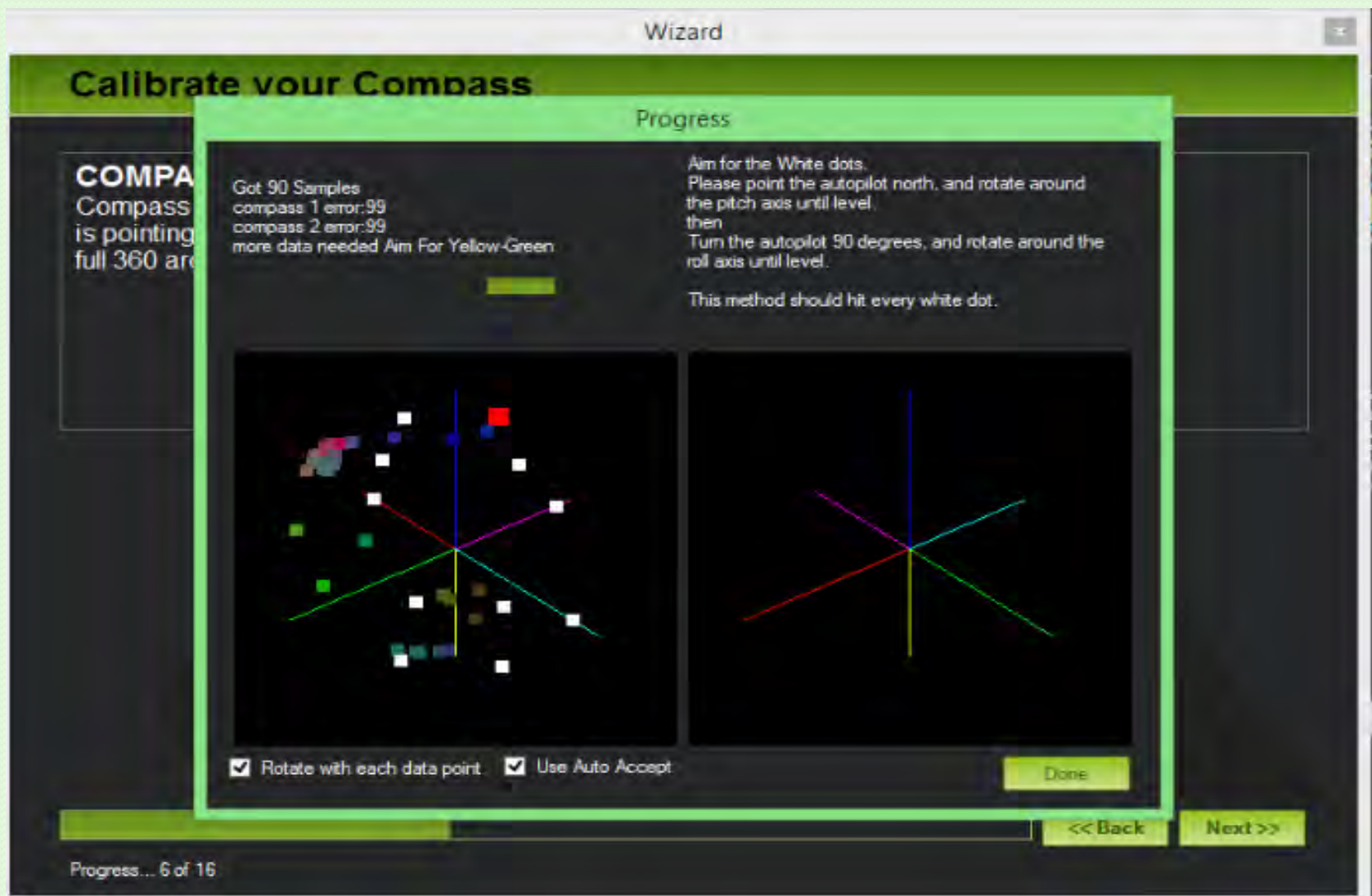


Pengaturan Kompas dan GPS pada Pesawat Hexacopter



Pengujian Respon Motor pada Hexacopter terhadap RC

# Pengaturan Perangkat Lunak



# Analisis Kestabilan Hexacopter

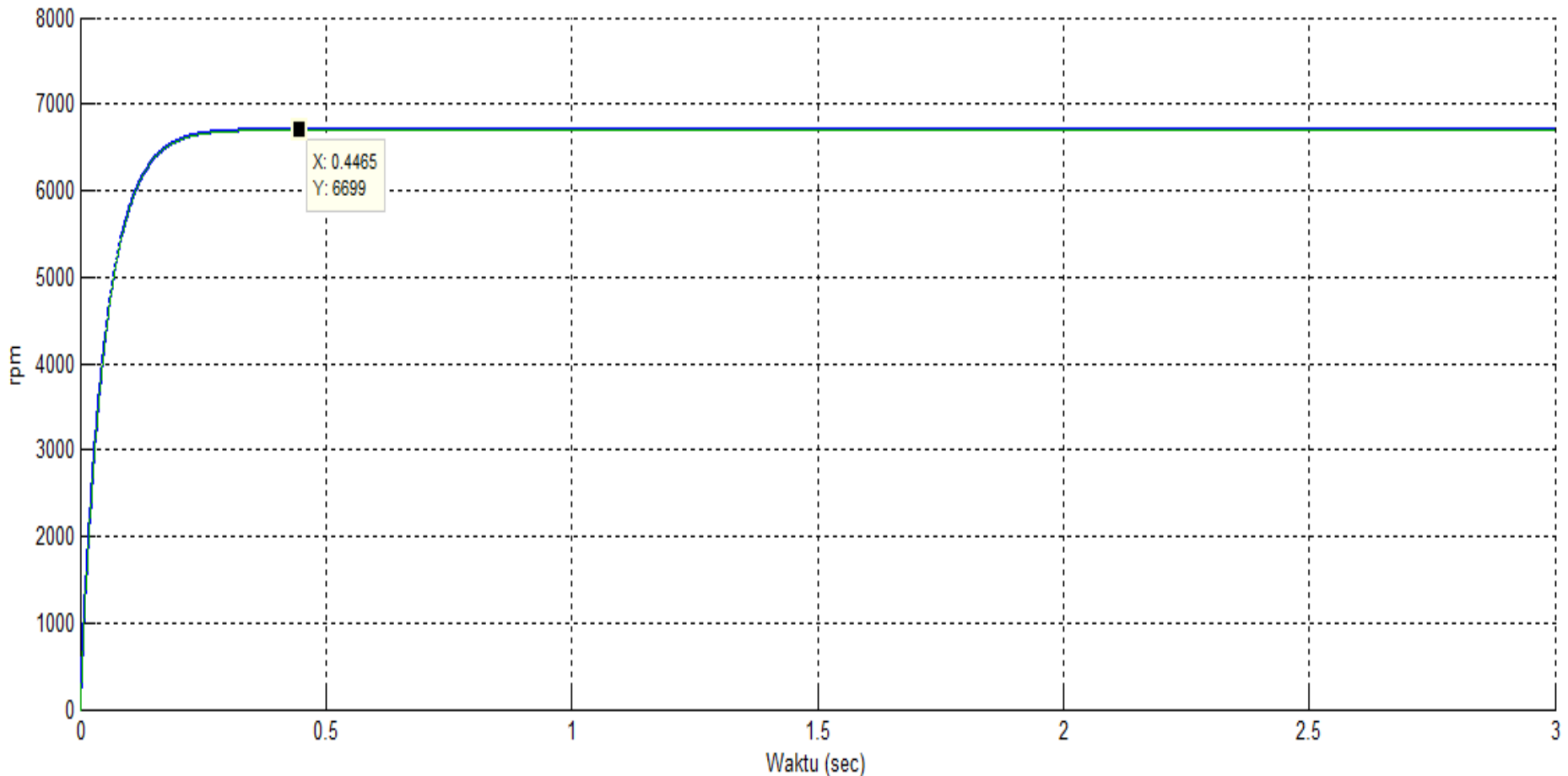
## Data Pendukung

No.	Parameter	Nilai	Satuan
1	Daya maksimum (Pmax)	210	Watt
2	Gaya tarik maksimum	8.73	Newton
3	Putaran propeller maksimum	$\pm 6700$	Rpm

# Permodelan BLDC Motor



Motor BLDC





# Blok Diagram Simulink Sub Sistem Motor

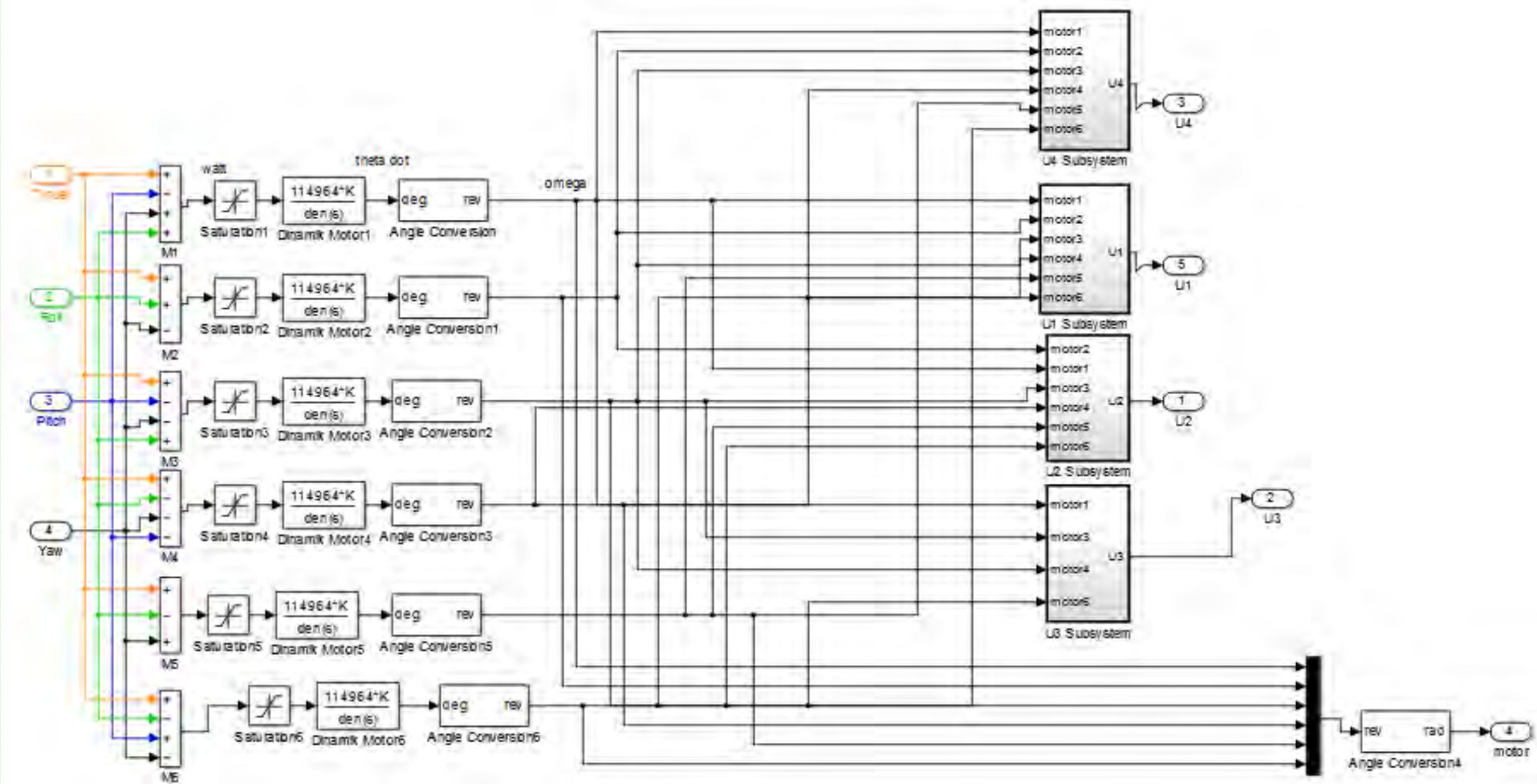
$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2)$$

$$U_2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + 1/2(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2))$$

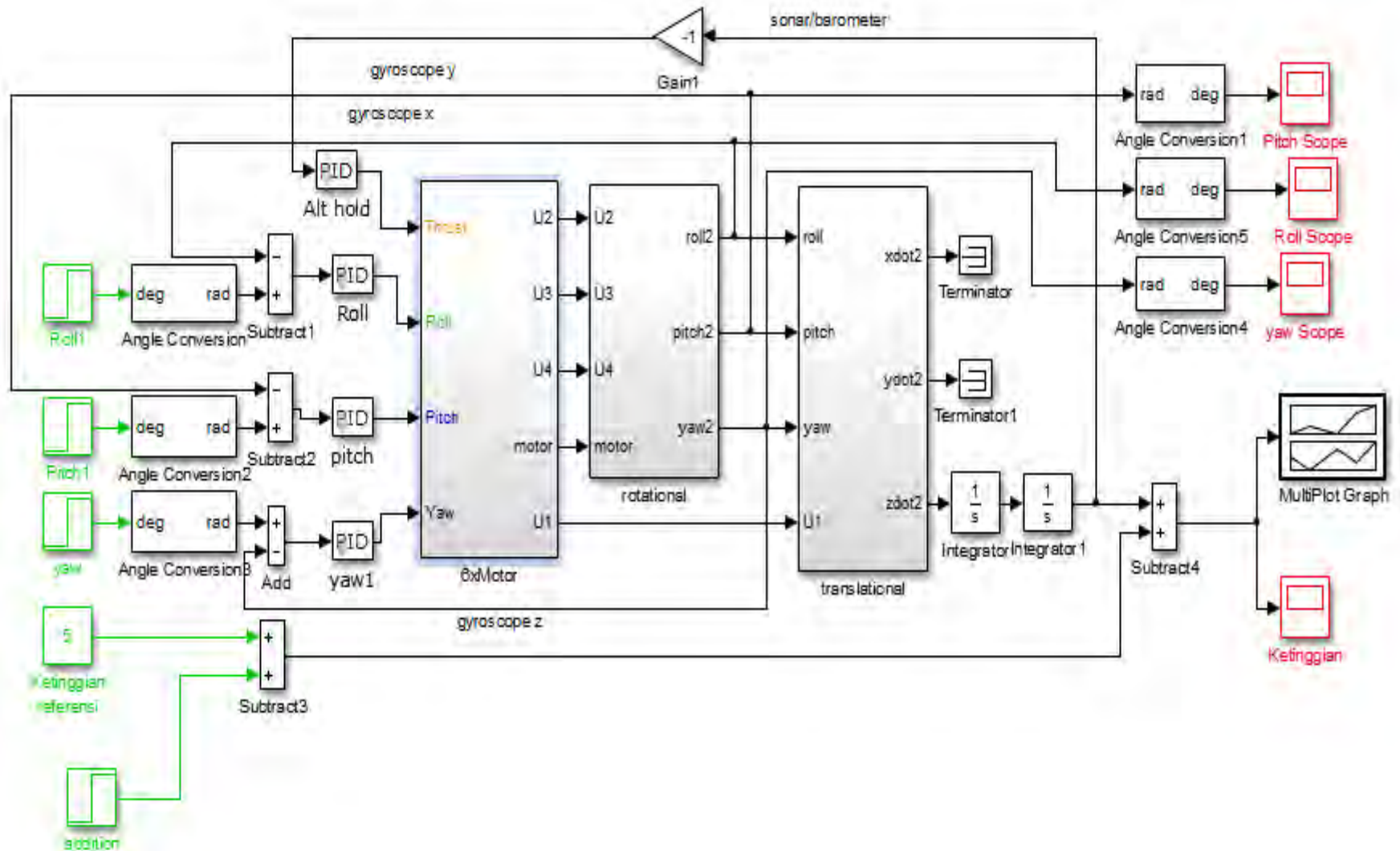
$$U_3 = b(\sqrt{3})/2((- \Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2))$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2)$$

$$\Omega_{tot} = \Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6$$



# Blok Diagram Simulink Hexacopter

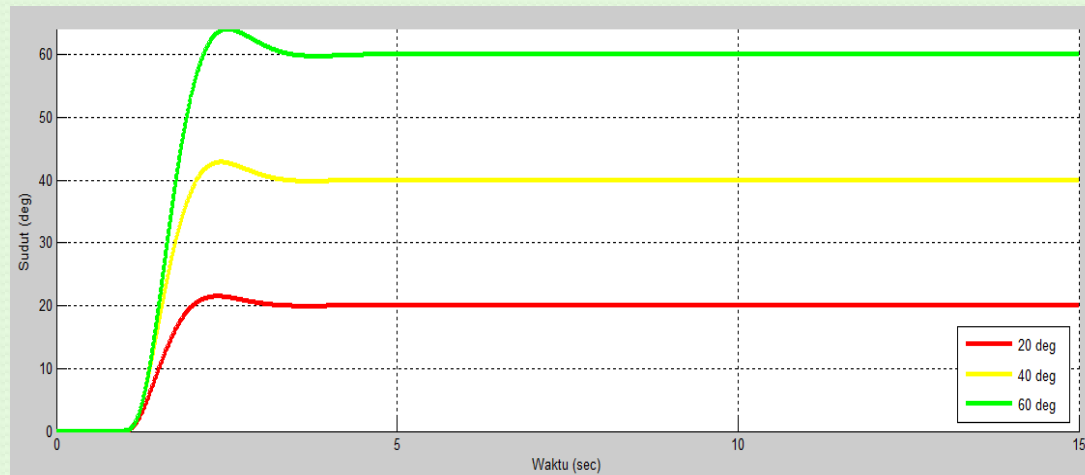


# Simulasi Sistem Kendali Roll

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + \frac{l}{I_x}U_2$$

$$U_2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + 1/2(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2))$$

Proportional = 8.8, Integral = 0, dan Derivative = 4



Sudut Roll (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke tiga
20	3,8	0,831	2.914	0,241
40	3,8	0,842	2,412	0,413
60	3,8	0,802	2,418	0,621



# Simulasi Sistem Kendali Pitch

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) - \frac{J_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega + \frac{l}{I_y}U_3$$

$$U_3 = b(\sqrt{3})/2((- \Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2)$$

Proportional = 8.8, Integral = 0, dan Derivative = 4



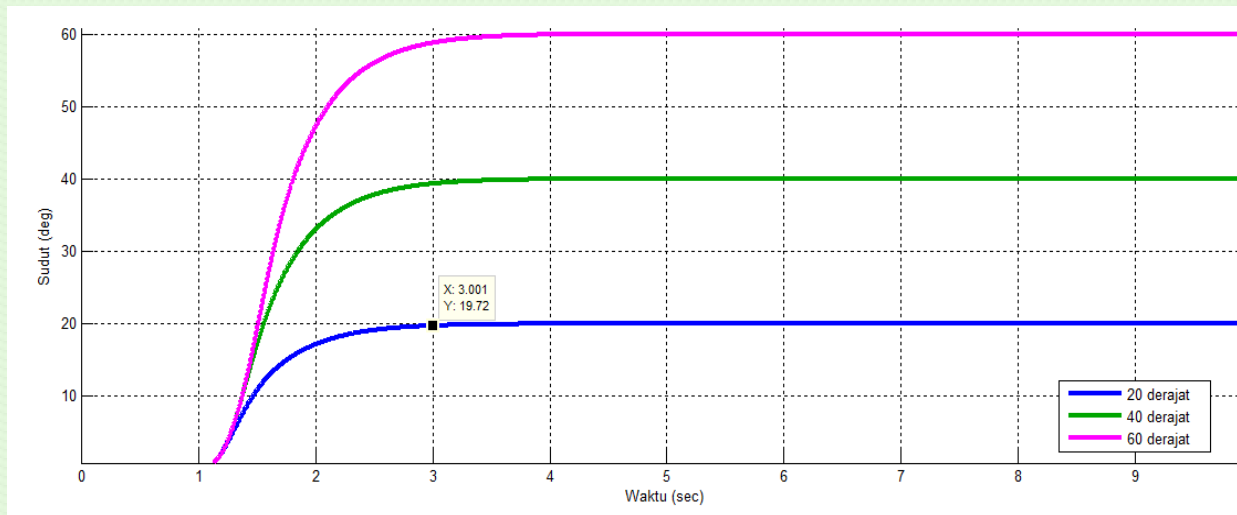
Sudut Pitch (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke tiga
20	3,8	0,822	2,904	0,221
40	3,8	0,839	2,425	0,433
60	3,8	0,812	2,417	0,612

# Simulasi Sistem Kendali Yaw

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2)$$

Proportional 18, Integral 0 dan Derivative 10



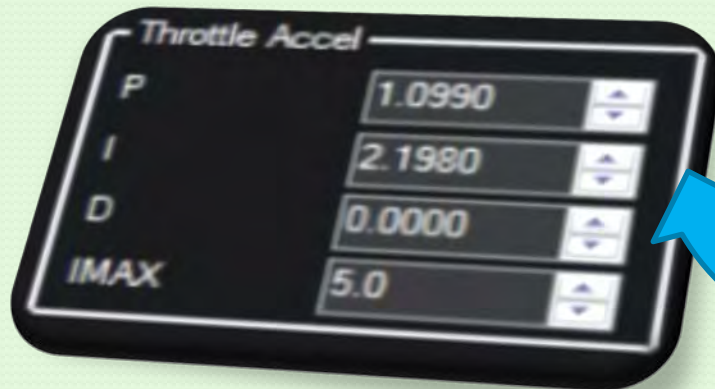
Sudut Yaw(degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke tiga
20	-	0.808	2.521	0,001
40	-	0,882	2,596	0,002
60	-	0,891	2,580	0,011

# Simulasi Sistem Kendali Hovering

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$$

$$U_1 = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6)$$

Optimasi PID Tuning pada  
Mission Planner dengan Trial & Error

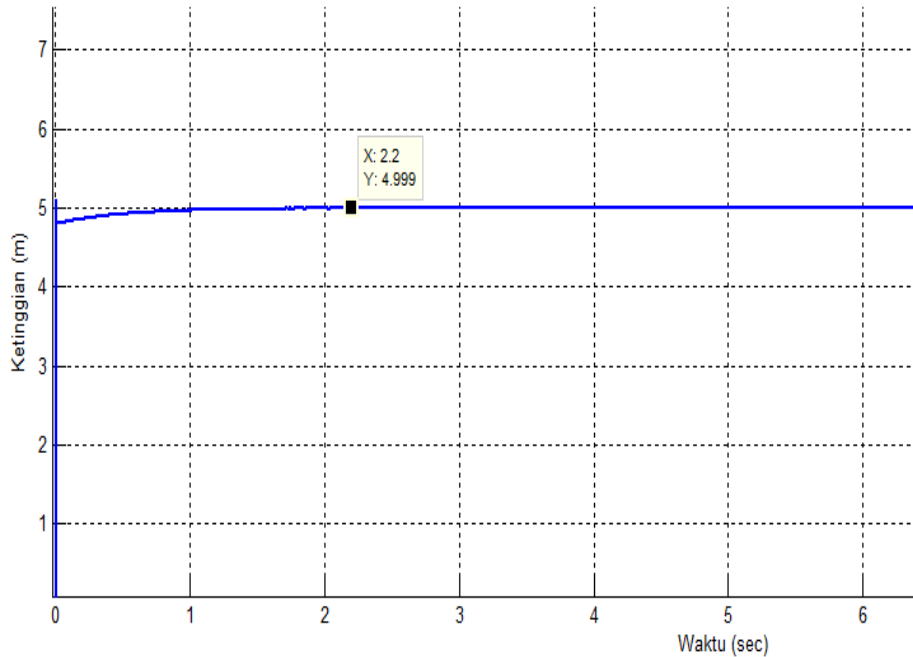


# Simulasi Sistem Kendali Hovering

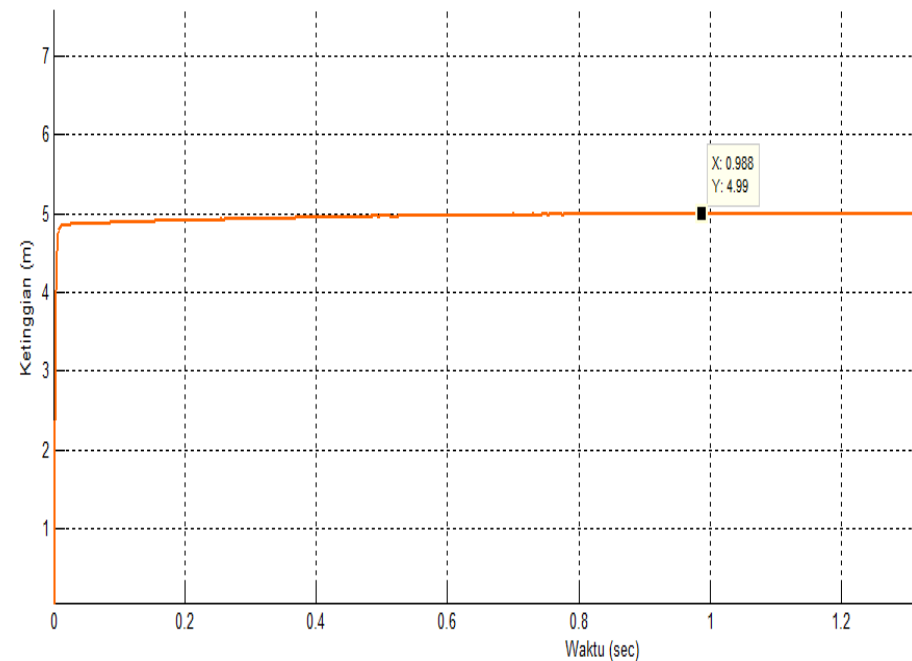
$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$$

$$U_1 = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6)$$

Grafik Simulasi tuning PID  
Mission Planner



Grafik Simulasi tuning PID  
trial and error



# Simulasi Sistem Kendali Hovering

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$$

$$U_1 = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6)$$

Perbandingan Nilai PID Tuning dengan *Trial and Error*

Parameter	PID tuning pada Mission Planner	Optimasi dengan prinsip trial and error
P	1.099	1.1
I	2.198	3
D	0	0.001

# Kesimpulan

- Dimensi pesawat hexacopter yang telah dibuat adalah 550 x 550 x 160 mm dengan massa 1500 gram.
- Struktur material untuk bahan Aluminium 6061-T6 pada lengan hexacopter dengan gaya *thrust* 8,73 N mengalami *equivalent stress* maksimum 8.6365 MPa dengan deformasi maksimum 0.0731 mm. Sedangkan untuk material acrylic pada plat tengah hexacopter mengalami *equivalent stress* maksimum 5.1797 MPa dengan deformasi maksimum  $2.589 \times 10^{-5}$  mm.
- Dalam simulasi dengan MATLAB *Simulink*, seluruh respon sistem telah sesuai dengan kriteria
- Grafik respon untuk sudut pitch hexacopter memiliki kesamaan dengan sistem roll karena hexacopter simetris dua sumbu (x dan y) dengan nilai  $K_p=8.8$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=4$  menghasilkan respon dengan *settling time* 2.58 detik, *overshoot* 3.8 % dan *error* saat detik ketiga adalah 0.425 (rata-rata).
- Pada sistem yaw  $K_p=15$ ,  $K_i=0$ , dan  $K_d=10$  menghasilkan respon dengan *overshoot* 7.13 %, *settling time* 2.521 detik, dan *error* pada detik ketiga sebesar 0,38.

# Video hexacopter 2.0





# Daftar Pustaka

- Nurhadi,hendro dkk. 2007. Rancang Bangun Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Empat Baling-baling (Quadrotor-Arducopter). Indonesia: Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- Sidea,AG.2014.General Model and Control of an N Rotor Helicopter
- Montratama, Ian. 2014. *Komparasi Kekuatan Alutsiste TNI dan 6 Militer Asing Periode 2015-2019*. Indonesia: Institute of Strategic and Defence Studies.
- Artale, 2013. *Mathematical Modeling of Hexacopter*. Italy: Pubished by Kore University of Enna
- Domingues, Jorge M.B. 2009. *Quadrotor Prototype*. Lisbon: Instituto Superior Tecnico.
- Quadri,2014. *A Study of State Estimation Algorithms in an OktoKopter*. Malaysia:Universiti Sains Malaysia.
- Fogelberg,Johan. 2013. Navigation and Autonomous Control of a Hexacopter in Indoor Environment. Sweden: International Journal Departement of Automatic Control.
- Artale, 2013. Mathematical Modeling of Hexacopter. Italy: Pubished by Kore University of Enna
- Grandin Jr., Hartley. 1986. *Fundamentals of Finite Element Method*. New York: Macmillan publishing company
- Bouabdallah, Samir dkk. 2008. Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor.Lausanne: Swiss Federal Institute of Technology.
- Domingues, Jorge M.B. 2009. Quadrotor Prototype. Lisbon: Instituto Superior Tecnico.
- Nise, Norman S. 2004. *Control System Engineering*. USA: John Wiley & Sons, Inc.





Terima kasih atas perhatiannya